

DLR-IB-FA-BS-2021-2

Numerische Strukturuntersuchung einer laminaren Trennstelle Teil 1 – Modellerstellung

Projektbericht

Marius Mantei, Martin Schollerer



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

DLR-IB-FA-BS-2021-2

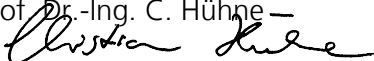
**Numerische Strukturuntersuchung einer laminaren
Trennstelle Teil 1 - Modellerstellung**

Zugänglichkeit:

Stufe 1 Allgemein zugänglich

Braunschweig, 04. Januar, 2021

Abteilungsleiter:

Prof. Dr.-Ing. C. Hühne


Der Bericht umfasst: 37 Seiten

Autoren:

Marius Mantei



Martin Schollerer, M.Sc.



**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	I
Abbildungsverzeichnis	II
1. Vorstellung des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt	1
2. Einleitung	3
2.1. Aufgabenstellung und Zielsetzung	4
2.2. Stand der Forschung	5
3. Vorüberlegungen	6
3.1. Beanspruchungsanalyse	7
3.2. Modellbeschreibung	8
4. Numerische Simulation auf Basis der Finite Elemente Methode	9
4.1. Theorie zur Finiten Elemente Methode	10
4.2. Preprocessing	12
4.2.1. Modellaufbau	12
4.2.2. Vernetzung	15
4.2.3. Randbedingungen und Lastfälle	19
4.2.4. Kontaktbedingungen	20
4.2.5. Materialzuordnung	23
5. Plausibilitätsprüfung	24
5.1. Beurteilung der Elementqualität	24
5.2. Analytische Rechnungen	26
5.3. Diskussion und Ergebnisvergleich	30
6. Zusammenfassung, Fazit und Ausblick	32
A. Anhang	33
Literaturverzeichnis	36
Eidesstattliche Erklärung	37

Abkürzungsverzeichnis

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

FA Faserverbundleichtbau und Adaptronik

FLB Funktionsleichtbau

HLFC Hybrid Laminar Flow Control

NLF Natural Laminar Flow

ALTTA Application of Hybrid Laminar Flow Technology to Transport Aircraft

LuFo Luftfahrtsforschung

CS2 Clean Sky 2

FE Finite Elemente

FEM Finite Elemente Methode

FEA Finite Elemente Analyse

FHG Freiheitsgrad

RBE Rigid Body Element

MPC Multi Point Constrain

CFRP Carbon Fiber Reinforced Polymer

GFRP Glass Fiber Reinforced Polymer

FRC Fiber Reinforced Composite

MSV Mehrschichtverbund

LE Leading Edge

HTP Horizontal Tailplane

CAD Computer Aided Design

STEP Standard for the Exchange of Product model data

BREP Boundary Representation

Abbildungsverzeichnis

1.	Schnittstelle der Leading Edge am Höhenleitwerk	4
2.	Methodisches Vorgehen in der Finiten Elemente Analyse	6
3.	Mitellflächenmodellierung bei Abständen und variierender Strukturdicke . .	7
4.	(1) Vollständige Schalenmodellierung (2) Aufgeteilte Volumen-und Schalenmodellierung	7
5.	Aufbau einer Flügelstruktur unter Betrachtung der LE	8
6.	Darstellung der einzelnen Elementgruppen im Modell (A)-(H)	9
7.	Materialverhalten und Verformungsverhalten in der linearen Elastostatik .	11
8.	Rohe Geometrie aus dem Inhalt der STEP-Datei	12
9.	Geometrische Unterteilung des CFRP- und Ti-Skin in Flächenbereiche vgl.A	14
10.	Geometrische Unterteilung des Upper Cover in Volumenbereiche	14
11.	Netz Saat entlang der Kanten benachbarter Komponenten	15
12.	(1) Verletzte Stetigkeitsforderung durch freien Elementknoten (2) Einhaltung der Stetigkeitsforderung durch zusätzliche Elementschicht	16
13.	Geometrische Unterteilung für die Vernetzung der Kreisfläche des Cover Strips	16
14.	Links doppelte Knoten - Rechts gelöschte Knoten - Überprüfung auf freie Flächen - verknüpftes FE-Modell	17
15.	Modelle (A)-(D) mit variablen Diskretisierungsstufen	18
16.	Modelle (E)-(H) mit variablen Diskretisierungsstufen	19
17.	Möglicher Kontaktbereich zwischen dem Cover Strip und dem Upper Cover	21
18.	Festlegung des Kontaktverhaltens zwischen dem Cover Strip und dem Upper Cover	21
19.	Automatische Erzeugung von Multi Point Constrains bei Unterschreitung der Abstandstoleranz	22
20.	(1) Cover Strip vollständig mit Schalenelementen (2) Aufteilung des Cover Strips in Volumen-und Schalenelemente	22
21.	Aspect Ratio am Cover Strip nahe dem Grenzwert	24
22.	Edge Angle - Kantenwinkel am Upper Cover - mit zulässigen und Grenzwertüberschreitenden Elementen	25
23.	FE-Modell (A) - Verschiebungen in z-Richtung, unter Einwirkung der unterschiedlichen Lastfälle (1)-(4)	30
24.	Diagramme zur Darstellung der Biegeverformung in z-Richtung, bei variierendem Kraftangriffspunkt a	31

1. Vorstellung des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) bildet mit insgesamt 55 Instituten an 20 Standorten und ca. 9000 Mitarbeiter/innen das Forschungszentrum der Bundesrepublik. Das Forschungszentrum bildet in den Bereichen Luftfahrt, Raumfahrt, Verkehr, Energie und Sicherheit, ein breites Spektrum an Forschungsfeldern ab. In diesen Forschungsfeldern liegt der Schwerpunkt im Bereich von Grundlagenforschungen der Erde und Sonnensystemen, bis hin zu angewandten Wissenschaften zur Entwicklung von klimafreundlichen Technologien.

Unterstützt wird das DLR durch die öffentlichen Projektträger wie die Bundesregierung, Bund und Länder, sowie Stiftungen, Verbände und die Europäische Kommission. Im Bereich der Luftfahrtforschung wird das DLR durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie unterstützt. Weltweite Kooperation finden zwischen Partnern aus Politik, Wirtschaft und Industrie statt.

Im Hinblick auf die Luftfahrt untersucht das DLR bspw. die Auswirkungen der unterschiedlichen Emissionen, wie CO_2 , Stickoxide NO_x , Wasserdampf H_2O , Zirren und Kondensstreifen, die zu Klimaveränderungen führen. Aktuelle Luftfahrtforschungsprogramme wie Horizon 2020 Clean Sky 2 (CS2) und LuFo VI 2020-2024, beinhalten die Ziele der Unterbindung der genannten Emissionen und der Entwicklung von Schlüsseltechnologien.

Der DLR Standort Braunschweig bildet mit 1200 Mitarbeitern/innen eines der vier Standorte in Niedersachsen. Darunter befinden sich in Braunschweig, neben dem Institut für Faserverbundleicht und Adaptronik (FA), die Institute für Aerodynamik und Strömungstechnik, Flugführung, Flughafenwesen und Luftverkehr, Flugsystemtechnik, Verkehrssystemtechnik und das Institut für Softwaretechnologie. Zudem befinden sich hier diverse Einrichtungen, wie der Deutsch-Niederländische Windkanal, eine Einrichtung für Flugexperimente, eine Einrichtung für Windenergieexperimente, das Systemhaus Technik, das Technologiemarketing, sowie das DLR School Lab.

Die an dem DLR-FA, behandelten Themenschwerpunkte sind unter anderem die Entwicklung und Verbesserung von Leichtbausystemen. Dazu zählen die Entwicklung neuartiger Faserverbundstrukturen (FRC), sowie dessen Herstellung und Wiederverwendung. In dem Institut werden die technischen Systeme hinsichtlich der Funktionalität, der Struktur, der Gewichtsreduzierung und dessen Nachhaltigkeit verbessert.

Zu den Aufgabenbereichen des Instituts gehören Festigkeits-, Stabilitäts- und Thermalanalysen. Hierzu finden sich am Standort Beul Prüfstände, ein Autoklav und vieles mehr. Daraus werden im DLR-FA Simulationmöglichkeiten entwickelt, die das Verhalten von Verbundstrukturen im Betriebszustand genauer vorhersagen können. Diese Erkenntnisse finden z.B. in der Auslegung von tragenden Strukturen in der Luftfahrt ihre Anwendung. Die Forschungen in dem Gebiet des Faserverbundleichtbaus gelten, durch die Zusammenarbeit vieler Wissenschaftler, als weltweit führend.

Das zweite Wissensgebiet des Instituts liegt in der interdisziplinären Wissenschaft der Adaptronik. Ziel der Adaptronik ist die Integration von zusätzlichen Funktionen in Struktursysteme. Die Struktursysteme werden durch die Integration von Material oder Technologien dahingehend beeinflusst, sich in ihrer Form den Einflüssen der Umgebung optimal anzupassen. Dazu zählen die Formkontrolle, die Schwingungsreduktionen, die Lärmminimierung und eine strukturinterne Überwachung des Bauteils.

Für die spezifischen Themen des Faserverbundleichtbaus- und der Adaptronik gliedert sich das DLR-FA in die sechs Fachabteilungen Funktionsleichtbau, Multifunktionswerkstoffe, Strukturmechanik, Adaptronik, Faserverbundtechnologie und Verbundprozessestechnologie.

Die Fachabteilung Funktionsleichtbau (FLB) findet sich in den Bereichen Luft- und Raumfahrt, Verkehr und Windenergie wieder. Der Titel der Abteilung Funktionsleichtbau, steht für die Ausnutzung optimalen Strukturgewichts bei hoher Funktionalität der Bauteile. Dafür werden im FLB Strukturprototypen entwickelt und im Hinblick auf ihr Material und ihre Eigenschaften ausgelegt. Der Fokus liegt im FLB in den Bereichen der multifunktionalen Faserverbundstrukturen.

Die Themenschwerpunkte des FLB sind die Konstruktion und Berechnung, Funktionsbauweisen, kinematische Mechanismen, Probabilistik, formvariable Strukturen, Bionik und hybride Konzepte. Die Abteilung realisiert multifunktionale Strukturen und ist dabei im gesamten Gestaltungsprozess bis zur Fertigung der Konstruktion beteiligt. Die Auslegung und Bewertung von Prototypen erfolgt maßgeblich anhand von numerischen Methoden.

2. Einleitung

Innerhalb des Europäischen Forschungsprogramms Horizon 2020 Clean Sky 2 werden klimafreundliche Technologien für die Luftfahrt erforscht und entwickelt. Aufgrund der wachsenden Bevölkerungsdichte und gleichzeitig wachsendem Verkehrsaufkommen sind zukünftige alternative Technologien notwendig. Ein Teil dieses europäischen Projekts Hybrid Laminar Flow Control (HLFC) on Horizontal Tailplane (HTP) ist die Entwicklung einer HLFC-Leading Edge (LE) für die Nutzung an einem Höhenleitwerk an Passagierflugzeugen - Large Passenger Aircrafts. Ziel der Technologie ist es die Strömung über die Lauffläche des Höhenleitwerks, mit dem Prinzip der aktiven Grenzschichtabsaugung an der Leading Edge, laminar zu erhalten. Die Verwendung einer HLFC-LE hat eine Verringerung des CO_2 Ausstoßes zur Folge und trägt maßgeblich zur Einsparung des Treibstoffverbrauches bei.

Um einen hohen technologischen Reifegrad nachzuweisen, wird der Demonstrator in dieser Arbeit anhand einer Finite Elemente Analyse (FEA) getestet. Für die Untersuchung komplexer Struktursysteme ist die Methode der Finiten Elemente ein unverzichtbares Mittel. Der Einsatz knüpft dort an, wo analytische Berechnungen durch Lösung von Differentialgleichungen nur sehr schwer, bis überhaupt nicht mehr möglich sind. Um Struktursysteme näherungsweise berechnen zu können werden numerische Verfahren, wie die Finite Elemente Methode (FEM), eingesetzt.

Der in dieser Arbeit betrachtete Teilausschnitt der HLFC-LE charakterisiert sich durch einen steifen tragenden CFRP-Kern mit vier integrierten Ω -Stringern. Verbunden ist dieser Teil durch hochfeste Klebeverbindungen mit einer dünnen perforierten Titan Außenhaut. Die Ω -Stringer sind durch vier Rohacell Schaumkerne gefüllt. Die durch die Anbindung an die Leitwerksbox, durch Schraubenköpfe gestörte aerodynamische Lauffläche, ist durch ein dünnes auf die Titan Außenhaut geklebtes Blech Cover Strip am Übergang der Trennstelle abgedeckt.

2.1. Aufgabenstellung und Zielsetzung

Am Tragflügel entsteht infolge der Umströmung ein Gesamtwiderstand, resultierend aus Druck- und Reibungswiderstand. Durch die HLFC Technologie wird der Reibungswiderstand durch Absaugung der Grenzschicht verringert. Der dafür am DLR gefertigte Demonstrator, soll über eine Kontaktstelle an das Höhenleitwerk montiert werden. Die Schnittstelle stellt hierbei die Leitwerksbox dar. Die Lösbarkeit der Verbindung ermöglicht die Austauschbarkeit der Komponente.

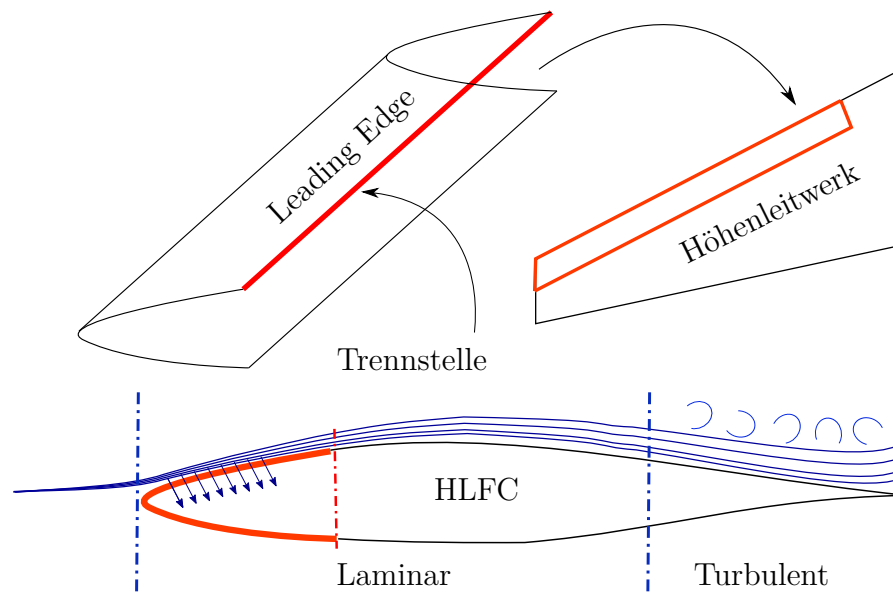


Abbildung 1: Schnittstelle der Leading Edge am Höhenleitwerk

Die Trennstelle zwischen den zwei aerodynamischen Laufflächen gilt es, als kritische Stelle zu betrachten. Für die Erhaltung der laminaren Strömung über die Trennstelle hinweg, darf die Struktur an dieser Stelle keine hohen mechanischen und thermischen Verformungen aufweisen. Die Struktur muss zudem den äußeren Lasten standhalten. Im Betriebszustand können Lasten durch Böen, Vogelschlag, Hagel und variierende Temperaturen wirken. Die Strömungsbeschleunigung darf durch den Einfluss der Trennstelle nicht abfallen. Die Entstehung einer Stufe beim Übergang hätte signifikante Auswirkungen auf den Umschlag der Strömung.

Das Verhalten der Struktur soll anhand der Erstellung eines Finite Elemente (FE) Simulationsmodells erfasst werden. Die Erfassung des Verhaltens soll unter Annahme einer linear statischen Analyse erfolgen. Dies soll sowohl auf lokaler Ebene unter Betrachtung einzelner Strukturbereiche, als auch global unter Betrachtung des Gesamtsystems geschehen. Im Detail sollen die Verformungen und Spannungen an der laminaren Trennstelle unter Einfluss thermischer und mechanischer Lasten ermittelt werden. Ziel ist es mögliche Strukturveränderungen zu erfassen, um diese nach Möglichkeit im Auslegungsprozess zu berücksichtigen. Grundsätzlich soll die laminare Erhaltung verifiziert werden.

2.2. Stand der Forschung

In der Veröffentlichung von [HFvGS16] wird über die Auslegung und Fertigung zweier unterschiedlicher Strukturkonzepte ALTTA und Splitter einer HLFC Profilnase für ein Seitenleitwerk berichtet. Es wird aufgezeigt, dass an der Kontaktstelle Verformungen auftreten, welche die laminar zu erhaltende Strömung beeinflussen. Weiterhin wird in [HFvGS16, 4] aufgeführt, dass die Struktur ALTTA, unter Verwendung von L-Stringern, für hohe Schlagbelastungen nicht geeignet ist, weshalb weitere alternative Konzepte wie Splitter erstellt wurden. Die für die Belastbarkeit der Struktur entscheidenden Parameter werden nach [HFvGS16, 4] anhand der Materialeigenschaften, der Geometrie der Stringer und dessen Einteilung definiert. Die gezielte Ausrichtung und Verwendung der Stringer reduziert laut Autor, unter dem Einfluss von Belastungen, Verformungen und Beuleffekte. Außerdem zeigen sich Einflüsse auf die Steifigkeit der Struktur. Die Modelle sind, wie auch in meiner Arbeit vorgesehen, in der FE durch Lasten geprüft worden. Hieraus konnten unterschiedliche Spannungsverteilungen und Verformungen an der Außenhaut ermittelt werden. Anhand dieser Parameter wurde in [HFvGS16, 5] eine Auslegung und Bewertung der Konzepte durchgeführt.

Nach [Kle15] sind außerdem unterschiedliche Materialverbunde sogenannte Composite Strukturen verglichen worden. Daraus ergab sich [Kle15] eine tragende Struktur aus CFK durch Verwendung von Omega Stringern, in Verbindung mit einer luftdurchlässigen Metallfolie für den Erosionsschutz. Als kritische Stelle erwies sich in [Kle15], wie in [HFvGS16, 4] dargestellt, die Verbindung mit der LE-Box. An diesem Punkt soll diese Arbeit anknüpfen, jedoch mit dem Unterschied dies an dem Höhenleitwerk zu überprüfen.

Wie auch in [HU15] sind für die Natural Laminar Flow (NLF) Technologie verschiedene Verbindungen für die Profilnase und die Flügelschale erstellt worden. Die Trennstelle wird hier als Überlappingsverbindung dargestellt. Dieses Prinzip wird auch in [Kle15] HLFC aufgezeigt und gleichermaßen von der entstehenden Stufe am Übergang berichtet. Das Hauptproblem stellt die, durch Einwirkung von Kräften entstehende Vergrößerung der Stufe dar. [HU15]

In [IB19, 4] wird durch den Einfluss von aerodynamischen Lasten, von möglichen auftretenden Oberflächenwelligkeiten berichtet. Unter thermischen Lasten im Betrieb, als auch im Autoklav, während der Fertigung [HU15] sind diese Welligkeiten und Verformungen im Bereich der Verbindungsstelle zu erwarten.

Das aktuelle Fertigungskonzept der Profilnase (LE) wird in [SKH⁺20], vergleiche [IB19, 3] dargestellt. Hier wird die Struktur einem Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) Material zugeordnet, sowie die Außenhaut mit einem preforgiertem Titanmaterial dargestellt. Die Untersuchungen laut [SKH⁺20] belegen, dass infolge von thermischen Kräften, hohe Spannungen, zwischen der Außenhaut und den Omega Stringern, im Randbereich der Verklebung auftreten. Nachfolgend werden Maßnahmen zur Steigerung dieser Verbindungsfestigkeit, durch Einbringung von duktilem Material in die Fügeflächen, aufgeführt.

3. Vorüberlegungen

Das methodische Vorgehen dieser Arbeit gliedert sich wie folgt in der Abb.2 dargestellt und ist dem allgemeinen Vorgehen in der FEA angehörig.

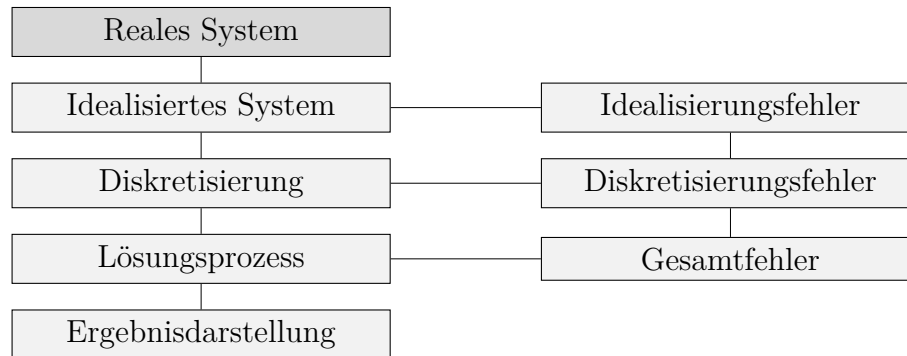


Abbildung 2: Methodisches Vorgehen in der Finiten Elemente Analyse

Ein reales System wird in ein für die FEM berechenbares idealisiertes System übertragen. Die Annahmen für die linear statische Analyse sind in der Tab.1 definiert.

Problemklasse	Belastung	Verformung	Material	Kontakte
mech-/thermisch	statisch	linear	linear-elastisch	ideal verbunden*

Tabelle 1: Annahmen für die Berechnung der HLFC-LE Struktur

Grundsätzlich ist eine Abstraktion auf eine niedrigere Elementdimension in der FEA zu bevorzugen. Für die Modellierung kommen die häufig in der Luft-und Raumfahrt eingesetzten zweidimensionale Schalenelemente in Frage. Zum Einsatz kommen Schalenelemente für Strukturen die in ihrer Dicke deutlich kleiner sind, als zu dessen Längenabmessung. Charakterisieren lassen sich Schalen durch ihre Belastung quer- und normal in ihrer Ebene. Durch ihre gekrümmte Geometrie besteht die Aufnahme durch z.B. flächig wirkende Druckverteilungen von Biege- und Membranbelastungen. [Hei05, 49]

Für die Abbildung einer Struktur durch Schalenelemente ist eine Mittelfläche zu wählen. Dies stellt ein Problem in der Modellierung dar. Da die einzelnen HLFC-LE Strukturkomponenten über ihren Längenverlauf in der Dicke variieren. Die Geometrien müssen außerdem an den variierenden Stellen getrennt werden. Die Anbindung der Differenzknoten zwischen den Mittelflächen ist über die Verwendung von Multi Point Constrains (MPCs) zu ermöglichen. Da die Modellierung mittels Schalenelemente einen hohen Aufwand darstellt, wird die Modellerstellung anhand von 3D-Elementen für die HLFC-LE Struktur gewählt.

Im Vergleich zu den Schalenelementen ist eine Anbindung der Knoten, unter Verwendung von Volumenelementen, sehr gut möglich. Um jedoch gute Ergebnisse mit Volumenelementen zu erhalten ist das Elementkantenlängenverhältnis richtig einzustellen. Aufgrund

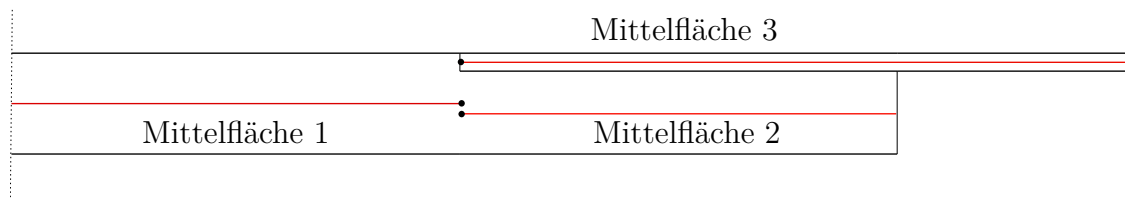


Abbildung 3: Mittelflächenmodellierung bei Abständen und variierender Strukturdicke

der dünnen Struktur muss für die Verwendung von Hexaederelementen ein feines Netz erzeugt werden. Der Verformungsverlauf und damit die Spannungen sind durch die Verwendung von mindestens drei Elementschichten über die Dicke abzubilden. Mit mehreren Elementschichten können Temperaturfeldverläufe und Biegespannungen über die Dicke der Struktur berechnet werden. [Kun98]

Weitere Modellierungsmöglichkeiten bietet die Kombination von Schalenelementen mit Volumenelementen. Das dünne Cover Strip mit einer Dicke $d = 0.1\text{mm}$ ist in Schalenelementform, über die gesamte Länge über Kontaktbedingungen modellierbar. Eine andere Anbindung ist mit Schalenelementen am Übergang möglich.

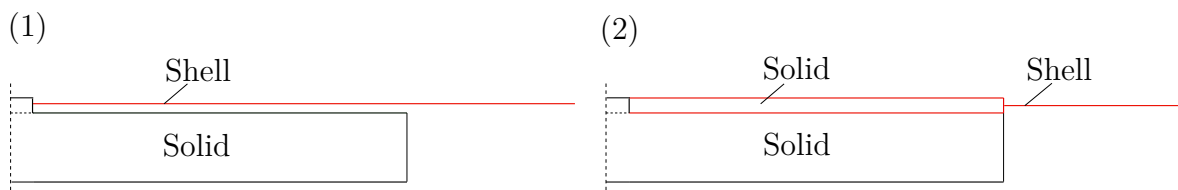


Abbildung 4: (1) Vollständige Schalenmodellierung (2) Aufgeteilte Volumen- und Schalenmodellierung

Die entstehenden Fehler im Modellierungsprozess gliedern sich in Idealisierungs- und Diskretisierungsfehler. Die Idealisierungsfehler können sich in Form der Abweichung des Strukturgewichts aus dem idealisierten Modell zum tatsächlichen realen Gewicht der Struktur äußern. [Hei05, 174] Verringert werden kann der Diskretisierungsfehler durch eine feinere Elementwahl oder einen höheren Polynomansatz. [Wag17, 105]

3.1. Beanspruchungsanalyse

Moderne Leichtbau Struktursysteme aus dem Flugzeugbau bestehen aus unterschiedlichen Materialien mit einem Minimum an Gewicht. Der Aufbau eines typischen Flügelstruktursystems lässt sich durch die Verwendung von Ribs, Spars, Stringer und Skins beschreiben. Die Struktur ist durch die schalenartige Bauweise Abb.5 gekennzeichnet. Es liegt eine dünnwandige flächenhaft tragende Struktur vor. [Sch05, 14]

Die Ribs und Spars dienen zur Versteifung der gesamten Struktur. Durch die Komponenten werden außerdem zu große Biegungen verhindert. Der Anordnungsabstand der Rippen beträgt meist 300 – 400mm. Für den Frontspar gilt für gewöhnlich ein Abstand von $0.3 \cdot C$

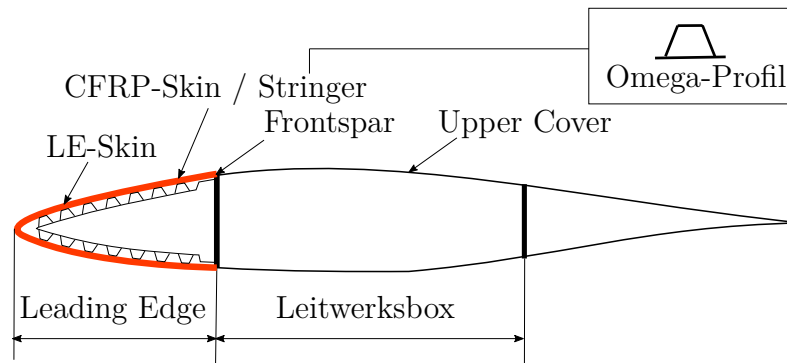


Abbildung 5: Aufbau einer Flügelstruktur unter Betrachtung der LE

der Profilhöhe C . [PW17, 240] Die Profilhöhe beschreibt den Abstand zwischen Profilverkante und Profilhinterkante.

Der obere Teilausschnitt der betrachteten HLFC-LE Struktur befindet sich im Betrieb, durch den Einfluss von Auftriebskräften, unter Druck- und Scherung. Gleichzeitig wirkt das Eigengewicht und Widerstandskräfte. Idealisierend kann für die Struktur angenommen werden, dass die Spars und Stringer den Großteil der Normalspannungen aufnehmen. [PW17, 233] Die dünne Haut nimmt die Schubbelastungen auf. Schubbelastungen können dabei infolge von Querkraften und Torsion auftreten. Die hochfeste Klebeschicht ist ebenfalls den Schubbeanspruchungen ausgesetzt. [DL09, 16]

3.2. Modellbeschreibung

Das Modell teilt sich in 6 voneinander trennbare Strukturkomponenten. Die in Abb.6 Links dargestellten Komponenten sind der Leading Edge zugehörig. Die in der Abb.6 rechts dargestellten verbindenden Komponenten sind der Leitwerksbox zugehörig.

Das Modell besteht vollständig aus HEX8 Hexaederelementen mit linearem Verschiebungsansatz. Die anliegenden Strukturkomponenten sind als ideal verbunden modelliert. Die Klebeverbindung wird in dem Modell vernachlässigt. Außerdem ist die GFRP Wedge als Teil des Upper Cover modelliert. An der Trennstelle befinden sich zudem Kontaktbedingungen. Diese werden bei Schließung der Lücke an der Trennstelle zwischen Cover Strip und Upper Cover in Form von MPCs aktiv. Insgesamt existieren 4 reine HEX8 Modelle Tab.3 ohne Bohrungen und 4 reine HEX8 Modelle Tab.4 mit Bohrungen.

Außerdem wird ein Hybridmodell vorgestellt, welches die Kombination aus QUAD4 Schalenelementen und HEX8 Hexaederelementen aufzeigt. Zur Anbindung der Schalenelemente an die Hexaederelemente befinden sich an der Übergangsstelle MPCs.

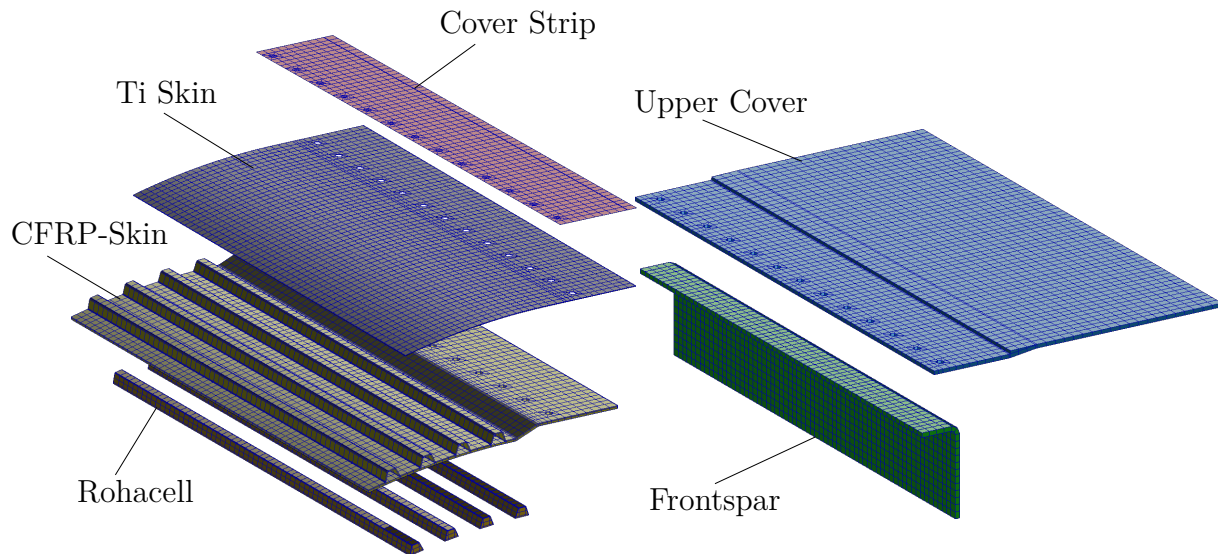


Abbildung 6: Darstellung der einzelnen Elementgruppen im Modell (A)-(H)

4. Numerische Simulation auf Basis der Finite Elemente Methode

Der Einsatz der Finite Elemente Methode besitzt den Ursprung in der Berechnung von Luft- und Raumfahrtstrukturen. Mittlerweile ist die FEM ein weitverbreitetes Verfahren. Der Ansatz der Methode liegt in der Zerlegung von komplexen Geometrien in zu lösende Teilbereiche die finiten Elemente. Finite Elemente charakterisieren sich durch ihre geometrische Form und werden durch Knoten an den Eckpunkten definiert. Über die Verwendung von Ansatzfunktionen für ein jedes finite Element, lassen sich Verhaltensgrößen nicht mehr nur an den Knotenpunkten, sondern an beliebigen Punkten innerhalb eines Elements finden. Die Vorhersagen beziehen sich dabei auf mathematisch zu lösende Gleichungssysteme. Die aus einem Gleichungssystem resultierenden Lösungen stellen Näherungslösungen dar. Ziel der Methode ist es eine problembeschreibende DGL in ein lösbares System aus Gleichungen zu überführen. Die Elementare Grundgleichung der FEM stellt die Federgleichung dar. [Kle12]

$$[F] = [K][u]$$

Eine Lösung des Gleichungssystem erfolgt durch vorherige Bestimmung der Steifigkeit $[K]$ über die folgende Beziehung. Die primären Unbekannten stellen in den Verfahren meist die Verschiebungen dar.

$$[u] = [K]^{-1}[F]$$

Die Lösung eines solchen Systems erfolgt in dieser Arbeit durch den numerischen Gleichungslöser MSC Nastran. Die üblichen Lösungsverfahren die in den FE-Programmen zum Einsatz kommen, basieren auf Energiemethoden und Variationsprinzipien.

4.1. Theorie zur Finiten Elemente Methode

Die Elastizitätstheorie beschreibt das Verhalten elastischer Körper. Die Eigenschaften eines elastischen Körpers können anhand der Zuordnung eines Materialmodells auf makroskopischer Ebene beschrieben werden. Durch Einwirkung einer äußeren Kraft entstehen Verformungen. Verformungen bedeuten Lageänderungen von Punkten eines Körpers. Diese Lageänderung bezeichnet man als Verschiebungen. Betrachtet man einen beliebigen Punkt in einem Körper, so ist dessen Verschiebung eine Funktion von dessen Ort.

$$u(x, y, z) \qquad v(x, y, z) \qquad z(x, y, z)$$

Die entstehende Verschiebung, durch einwirken einer äußeren Kraft, hat eine Formänderung zur Folge. Die Formänderung resultiert aus den Dehnungen ε und den Schiebungen γ , den sogenannten Verzerrungen. Für die Dehnungen und die Schiebungen in den 3-dimensionen resultieren damit die Gleichungen. [Deg08]

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} & \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} & \varepsilon_z &= \frac{\partial w}{\partial z} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & \gamma_{yz} &= \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} & \gamma_{zx} &= \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \end{aligned}$$

Der Zusammenhang zwischen den Verzerrungen und den Spannungen erfolgt über das Materialgesetz und die Poissons-gleichung. Für linear-elastisches Verhalten eines isotrop homogenen Materials gilt das Hookesche Gesetz. Die Eigenschaften eines isotrop homogenen Materials sind in allen Richtungen gleich. Die Gleichungen für den Verzerrung-Spannungszustand lauten wie folgt. [MMT93]

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_y + \sigma_z)]; \gamma_{xy} = \frac{1}{G} \tau_{xy} \\ \varepsilon_y &= \frac{1}{E} [\sigma_y - \nu(\sigma_x + \sigma_z)]; \gamma_{yz} = \frac{1}{G} \tau_{yz} \\ \varepsilon_z &= \frac{1}{E} [\sigma_z - \nu(\sigma_x + \sigma_y)]; \gamma_{zx} = \frac{1}{G} \tau_{zx} \end{aligned}$$

Die abhängige Größe der Schubmodul G folgt aus der Poissionzahl ν und dem E-Modul E .

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

Durch umstellen entstehen die relevanten Gleichungen für die Spannungen.

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \frac{1}{E + \nu} \left[\varepsilon_x + \frac{\nu}{1 - 2\nu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \tau_{xy} = G \gamma_{xy} \\ \sigma_y &= \frac{1}{E + \nu} \left[\varepsilon_y + \frac{\nu}{1 - 2\nu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \tau_{yz} = G \gamma_{yz} \\ \sigma_z &= \frac{1}{E + \nu} \left[\varepsilon_z + \frac{\nu}{1 - 2\nu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \tau_{zx} = G \gamma_{zx} \end{aligned}$$

Damit entstehen die ebenfalls für die FEA gesuchten unbekannten Größen. [Kle12, 19]

Einer linear statischen FEA wird vorausgesetzt, dass sich das Material nach dem Hooke'schen Gesetz linear elastisch reversibel Verhält. Das Kraft-Verformungsverhalten findet ebenfalls linear statt. Wie in Abb.7 dargestellt, gelten diese Annahmen nur für kleine Verformungen.

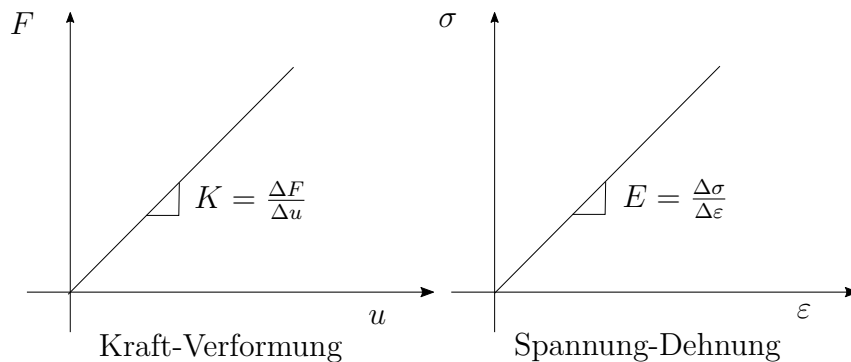


Abbildung 7: Materialverhalten und Verformungsverhalten in der linearen Elastostatik

Aus diesem Zusammenhang lässt sich das Grundprinzip der FEA über Energiemethoden herleiten. Die Gl 1 beschreibt die gesamte potenzielle Energie innerhalb eines Systems.

$$\Pi = \Pi_{int} + \Pi_{ext} \quad (1)$$

Bestehend aus der inneren elastisch gespeicherten Formänderungsenergie Gl.2 und der externen geleisteten Arbeit Gl.3, welche sich über den linearen Zusammenhang zwischen der Kraft und der Verformung ergibt.

$$\Pi_{int} = \frac{1}{2} \int_{\Omega} [\sigma]^T [\varepsilon] d\Omega \quad (2)$$

$$\Pi_{ext} = -[F]^T [u] \quad (3)$$

Das Prinzip vom Minimum an potenzieller Energie besagt, dass das System im Gleichgewichtszustand ein Extremwert Minimum an totaler potenzieller Energie an den gesuchten Knotenverschiebungen aufweist Gl.4.

$$\frac{\partial \Pi}{\partial u} = 0 \quad (4)$$

Mit dieser Bedingung und der Federgleichung kann die gesuchte Steifigkeitsmatrix $[K]$ für jedes Element bestimmt werden.

$$[K] = \int [B]^T [C] [B] dV \quad (5)$$

4.2. Preprocessing

Im Preprocessing findet die Modellerstellung für die FEA statt. Dafür eingesetzt, wird der Preprocessor MSC Patran. Dort wird die Eingabegeometrie aufbereitet, die Geometrie vernetzt, das Material zugeordnet, sowie Randbedingungen und Kontaktbedingungen integriert.

4.2.1. Modellaufbau

Die Idealisierung beinhaltet die Aufbereitung der zunächst rohen Geometrie. Ziel der Aufbereitung ist es geschlossene kongruente 3-Dimensionale Geometrien zu erzeugen. Die Aufbereitung dient der folgenden Diskretisierung.

Im ersten Schritt, wird die aus dem CAD Programm exportierte STEP-Datei in MSC Patran importiert Abb.8. Die Übertragung der 3D-Volumen über das STEP-Format erfolgt ohne die in der CAD erzeugte Modell Historie. Die Importierte STEP Datei beinhaltet diverse Informationen und Eigenschaften die für das FE-Modell nicht relevant sind. In dem Preprocessing Programm MSC Patran werden die Eigenschaften und Informationen auf die in der FEA benötigten reduziert.

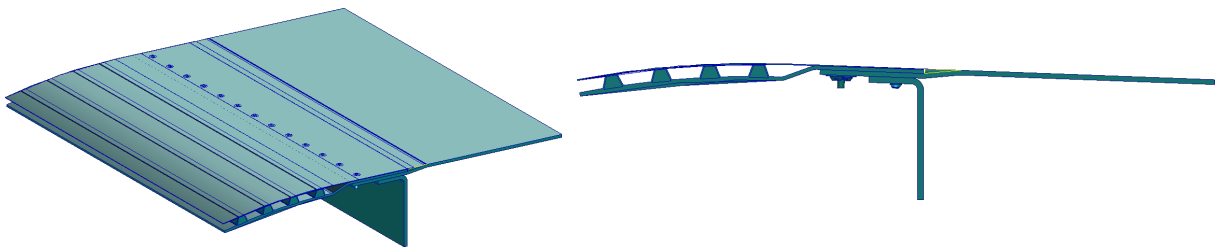


Abbildung 8: Rohe Geometrie aus dem Inhalt der STEP-Datei

Unberücksichtigt bleiben in der Geometrieabbildung die Verbindungselemente. Dazu zählen die Anchnuts und Hi Loks. Lediglich die vorderen Bohrungen werden mit in eine Modellvariante aufgenommen. Da diese die Verbindung fast aller Strukturkomponente miteinander darstellt. Zudem wird die Geometrie der GFRP Wedge mit dem Upper Cover vereinfacht zusammengefasst.

Vor Beginn der Modellerstellung wird die Modell Unit in MSC Patran auf die Einheit $[mm]$ gestellt. Da das Einheitensystem konsistent ist, ist nur die Einheit $[mm]$ zur Einstellung relevant. Alle anderen mechanischen Größen ergeben sich aus dem abgeleiteten mm-t-s Einheitensystem nach Tab.2. Dies ist für die Eingabeparameter entscheidend, da der Solver Nastran bei der Berechnung keine Einheiten berücksichtigt.

Zeit	Länge	Masse	Kraft	Dichte	Spannung	g	E-Modul	Druck
s	mm	to	N	to/mm ³	N/mm ²	mm/s ²	N/mm ²	N/mm ²

Tabelle 2: mechanische Größen im mm-t-s Einheitensystem

Die folgende Gl.6 ist damit in den Einheiten Gl.7, über die Abbildung des m-k-s Einheitensystems in das mm-t-s Einheitensystem, korrekt darstellbar. [Hei05, 54]

$$1[Kraft] = 1[Masse] \cdot 1[Beschleunigung] \quad (6)$$

$$1[kgm/s^2] = 1[to] \cdot 1[mm/s^2] \quad (7)$$

Die Modellgrenze wird nach der größten geometrischen Abmessung auf einen Wert von 600mm eingestellt. Die Global Modelling Tolerance wird anhand der kleinsten Abmessung zwischen zwei Geometrien mit einem Wert von 0.05mm festgelegt. Die Global Modelling Tolerance definiert den Abstand, in dem ein/e Punkt/Kurve/Fläche/Volumen A als kongruent, mit einer/m anderen Punkt/Kurve/Fläche/Volumen B angenommen wird. [pat12]

Nach Festlegung der für die Modellierung relevanten Grundeinstellungen, erfolgt die Aufbereitung der Geometrie. Hierzu wird die Kontur der importierten Geometrie zunächst 2-dimensional über die Seitenansicht abgebildet. Dies geschieht über die Verwendung von, den in der STEP-Datei enthaltenen Punkten. Aus den Punkten werden Kurven und aus den Kurven die 2-dimensionalen Flächen erstellt. Geometrische Überschneidungen aus der STEP-Datei werden dabei korrigiert.

MSC Patran bietet dazu zahlreiche Hilfsmittel mit denen es möglich ist Punkte, Kurven, Flächen, Volumen, Ebenen, Koordinatensysteme und Transformationen zu erstellen. Für die Kurven und Flächenerzeugung wichtige Hilfsmittel sind das extrahieren von Punkten am Ende von Kurven, sowie das Aufbrechen von Kurven an definierten Punkten.

Innerhalb der Geometrieaufbereitung findet eine Unterteilung in Teilbereiche statt. Dies geschieht aufgrund der hohen Anzahl an Kontakten zwischen den Strukturkomponenten. Dieses Vorgehen ermöglicht eine einfache Vernetzung. Die Netz Saat kann an den benachbarten Kanten damit gleichmäßig verteilt werden. Ein weiterer Grund für dieses Vorgehen ist die Erfüllung der Stetigkeitsbedingungen der Elementknoten. Die Forderungen an die topologische Kongruenz für die Bildung der Teilbereiche ist dabei in [pat12, 99] wie folgt definiert.

- i. Benachbarte Geometriegebiete teilen zusammengehörige Kanten und Eckpunkte
- ii. Geometriegruppen Formen ein geschlossenes Flächen- oder Volumenkörpergebiet
- iii. Es bestehen keine Überlappungen zwischen benachbarten Regionen

Unter Berücksichtigung dieser Forderungen werden die kongruenten Teilflächen erzeugt. Dies geschieht über drei oder vier eingrenzende Kurven, welche sich an den Eckpunkten treffen.

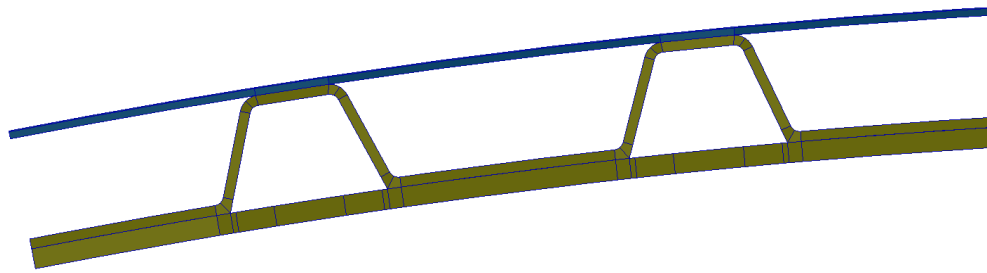


Abbildung 9: Geometrische Unterteilung des CFRP- und Ti-Skin in Flächenbereiche vgl.A

Für die Erzeugung der Volumenkörpern ergeben sich zwei unterschiedliche Wege. Volumenkörper können als BREP-Solid oder als Triparametric-Solid parametrisiert sein. BREP-Solids definieren den Volumenkörper anhand von n -Flächen mit Löchern. Triparametric Solids bilden Volumenkörper aus vier bis sechs Flächen ohne Löcher.

Der in dieser Arbeit gewählte Weg zeichnet sich durch die Verwendung von Triparametric Solids aus. Da die Teilflächen in eine Richtung zu Volumenkörpern extrudiert werden. Der Vorteil von Triparametric Solids ist, dass diese sich für ein ISO-Mesh eignen. Ein ISO-Mesh beschreibt die Erstellung eines strukturierten Netzes anhand von Hexaeder-, Wedge- oder Tetraeder-Elementen. BREP Solids dagegen eignen sich nicht für ein ISO-Mesh, sondern nur für ein TetMesh. [pat12]

Das Modell mit Bohrung erfordert eine zusätzliche geometrische Unterteilung. Durch aufbrechen der extrudierten Volumenkörper an erzeugten Ebenen, entsteht die Einteilung für eine strukturierte Vernetzung.

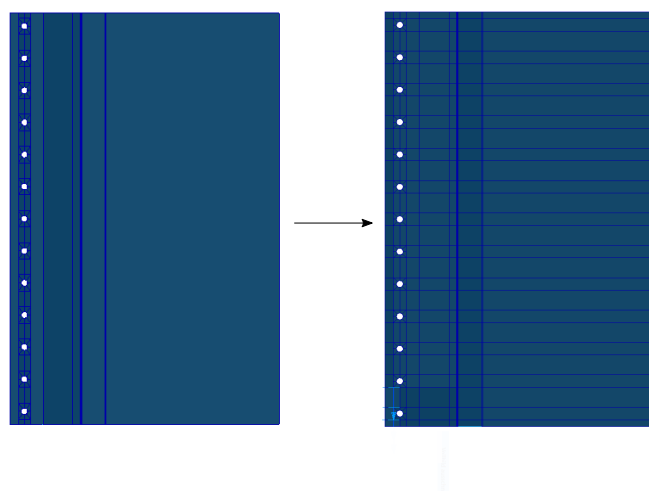


Abbildung 10: Geometrische Unterteilung des Upper Cover in Volumenbereiche

4.2.2. Vernetzung

Wie in der Vorüberlegung vorgesehen findet die Diskretisierung mittels finiten Volumenelementen statt. Bevor die Elemente und das Netz erstellt werden, werden Mesh Seeds entlang der Volumenkonturen aufgebracht. Um ein strukturiertes Netz zu generieren wird eine gleichmäßige Saat entlang der Kantenlänge aufgebracht. Über die Saat wird die Anzahl der zu generierenden Elemente definiert. Die Saat beeinflusst demzufolge die Feinheit des Netzes.

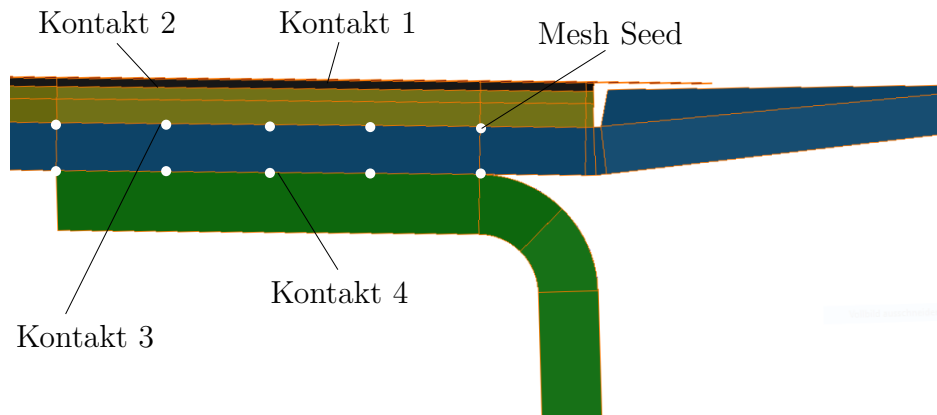


Abbildung 11: Netz Saat entlang der Kanten benachbarter Komponenten

Durch die unterschiedlichen Kantenlängen der Teilbereiche, wird die Saat näherungsweise einheitlich eingestellt. Für den mittleren Teilbereich aus Abb.11 wird für das Modell (A) ein Saatabstand der Länge $\ell = 5.9\text{mm}$ eingestellt. Für die feine Modellierung im Modell (D) wird ein Saatabstand von $\ell = 2.5\text{mm}$ für diese Stelle gewählt.

Nach der Aufbringung der Mesh Seeds wird durch festlegen der geometrischen Elementform und dessen Ansatzfunktion, die Elemente und die dazugehörigen Elementknoten erzeugt. Für die strukturierte Vernetzung besteht die Wahl zwischen den drei unterschiedlichen 3-dimensionalen finiten Elementformen Tetraeder, Hexaeder oder Wedge. Diese Volumenelemente gehören zu der Hauptgruppe der Polyeder. Die Polyeder - Vielflächer stellen von mehreren Ebenen begrenzte geometrische Körper dar. [Hei05, 52]

Da die Geometrien der Strukturkomponenten eine überwiegend konstante Länge, Breite und Dicke in den Teilbereichen aufweisen, eignen sich für die Elementform Hexaederelemente am besten. Die Hexaederelemente existieren, wie auch die 1- und 2-dimensionalen Elemente, ohne und mit Zwischenknoten.

Das HEX8-Element entspricht einem linearem Verschiebungsansatz. Das HEX20-Element hingegen einem quadratischen Verschiebungsansatz. Der Polynomgrad in den Interpolationsfunktionen stellt den Näherungsgrad des Verschiebungsverlaufs dar. Die Verschiebungen können durch Interpolationsfunktionen nicht nur an den Knoten, sondern auch zwischen den Elementknoten und an jedem beliebigen Punkt innerhalb des Elements bestimmt werden. Zudem werden die benachbarten Elemente mit den Funktionen verknüpft.

Für das Modell wird ein linearer Ansatz gewählt und das Netz hinsichtlich der Elementgröße verfeinert. Für ein HEX8-Element entstehen insgesamt 8 Interpolationsfunktionen. Die Interpolationsmatrix $[N]$ beinhaltet die Interpolationsfunktionen N_i für das finite Element. Für die Verknüpfungen zwischen den Elementen unterliegen die Interpolationsfunktionen den aufgeführten Bedingungen.

- i. Die Funktion ist auf dem ganzen Element definiert
- ii. Jeder Elementknoten ist einer Funktion zugehörig
- iii. An dem jeweiligen Knoten hat die zugehörige Funktion den Wert 1, an allen anderen Knoten den Wert 0
- iv. Die Summe der Interpolationsfunktionen beträgt an jedem Punkt des Elements 1
- v. An gemeinsamen Kanten oder Flächen benachbarter Elemente haben die Interpolationsfunktionen der jeweiligen Knoten den identischen Wert

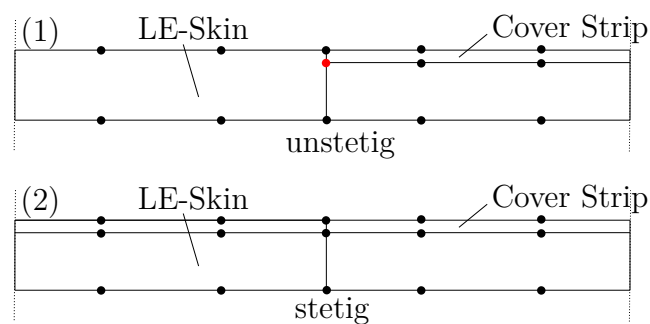


Abbildung 12: (1) Verletzte Stetigkeitsforderung durch freien Elementknoten (2) Einhaltung der Stetigkeitsforderung durch zusätzliche Elementschicht

Die gleichen Forderungen nach topologischer Kongruenz und Stetigkeit, gelten auch für die Vernetzung der Kreisfläche am Cover Strip. Um ein strukturiertes Netz am Cover Strip mit der darunter liegenden Bohrung des LE-Skins zu erzeugen, wird die Kreisfläche geometrisch unterteilt. Dabei wird die Kongruenz eingehalten, indem sich die Volumen die jeweils gleichen Kanten und Ecken teilen. Die Einteilung vereinfacht außerdem die gleichmäßige Aufbringung der Netz Saat entlang der Elementkanten.

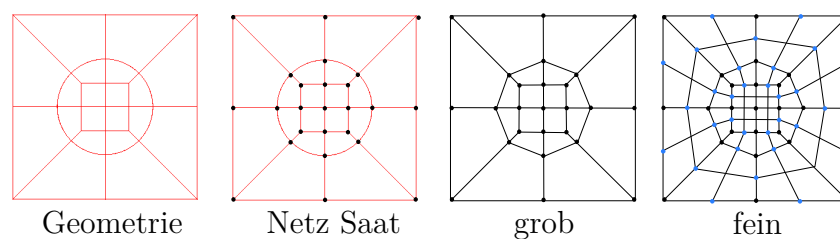


Abbildung 13: Geometrische Unterteilung für die Vernetzung der Kreisfläche des Cover Strips

Nach der Erzeugung von Elementen und der Elementknoten, wird über die Equivalence Funktion überprüft, ob doppelte Knoten an den übereinstimmenden Elementkanten existieren. Über die Funktionen Free Edges und Preview Nodes lassen sich die doppelten Knoten farbig, wie in Abb.14 ersichtlich, darstellen. Durch das Zusammenführen der Elemente, teilen sich die nun verknüpften Elemente gemeinsame Knoten. Im Falle der Belastung können so die Verschiebung an einem Element auf die verknüpften Elemente übertragen werden. [Hei05, 138]

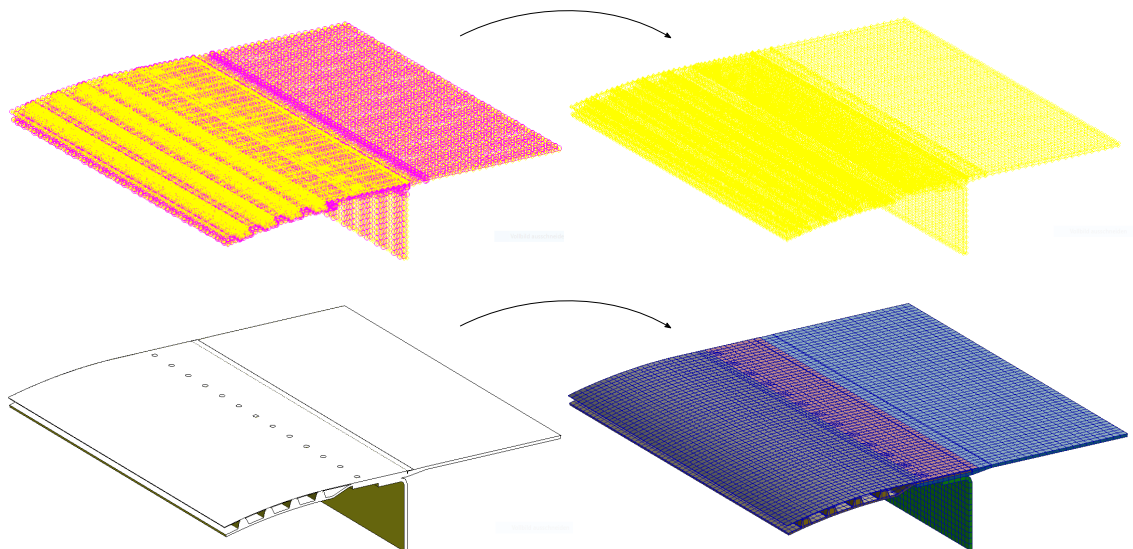


Abbildung 14: Links doppelte Knoten - Rechts gelöschte Knoten - Überprüfung auf freie Flächen - verknüpftes FE-Modell

Nach dem Zusammenführen der doppelten Knoten wird verifiziert ob freie Flächen zwischen den Elementen existieren. Da die gesamte Struktur durch Elemente miteinander verknüpft ist, werden als freie Flächen nur noch die Außenflächen der gesamten Struktur abgebildet. [Kun98, 119] Daraus abgeleitet handelt es sich um eine vollständig geschlossenes System aus verknüpften Elementen und Knoten. Mit der Überprüfung können Fehler, welche im Lösungsprozess auftreten identifiziert und im Modell vor der Berechnung behoben werden.

Um genauere Verformungsgrößen an kritischen Stellen zu erhalten, werden zusätzliche Modelle ohne/mit Bohrungen Abb.15 / Abb.16 mit einer feineren Vernetzung erstellt. Aufgrund der variierenden Geometriegrößen ist eine Angabe der Elementgröße für das gesamte Modell nicht möglich. Zur Quantifizierung dienen dafür die Tab.3 /Tab.4 mit den Angaben der Knoten- und Elementanzahl.

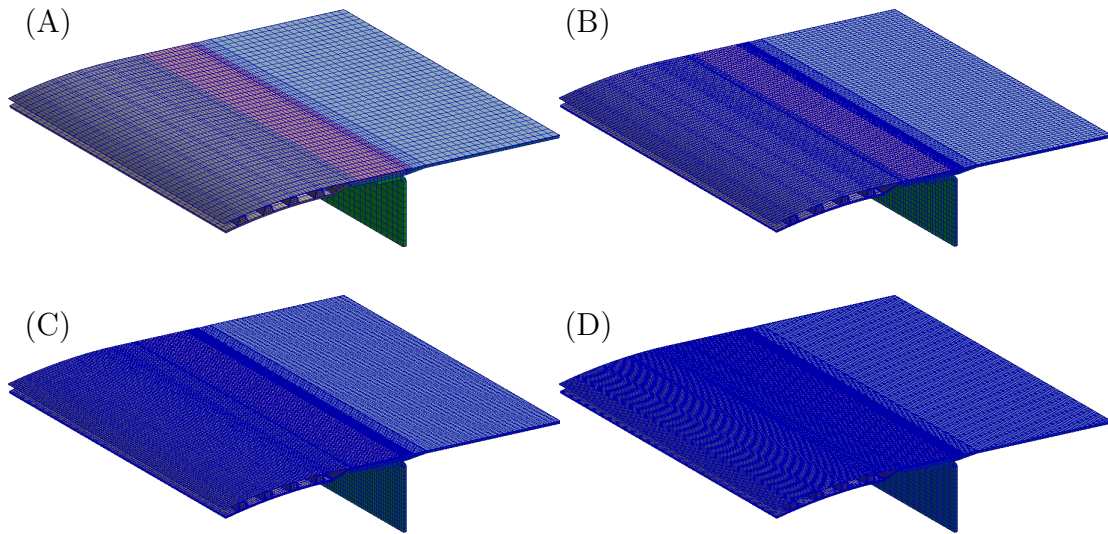


Abbildung 15: Modelle (A)-(D) mit variablen Diskretisierungsstufen

Netzfeinheit	Elementanzahl	Knotenanzahl	Elementwahl	Ansatz
Modell (A)	21040	61417	HEX8	linear
Modell (B)	134800	159489	HEX8	linear
Modell (C)	327360	557567	HEX8	linear
Modell (D)	506880	575399	HEX8	linear

Tabelle 3: Quantifizierung der Modelle (A) - (D)

Für das Ti-Skin, CFRP-Skin, Cover Strip und dem Upper Cover werden mehrere Elementschichten über Dicke angeordnet. Da am Frontspar die Verformungsgrößen von geringerem Interesse sind, werden dort weniger Elemente über die Dicke gewählt. Die Ω -Stringer in dem CFRP-Skin, erhalten in den Radian Verfeinerungen, da dort mit hohen Spannungswerten durch die Krafteinbringung zu rechnen ist. Das Ti-Skin wird zwischen den Ω -Stringern besonders verfeinert. Dort sind hohe Verformungen der Außenhaut und damit hohe Spannungskonzentrationen zu erwarten. Im Bereich der Trennstelle wird das überstehende Cover Strip stark verfeinert. Um möglichst genau Ergebnisse innerhalb des Kontaktbereichs zu erhalten, wird die mit dem Upper Cover verbunden modelliert GFRP-Wedge, ebenfalls verfeinert. Damit können die von Patran erstellten MPCs von Knoten zu Segment besser verknüpft werden.

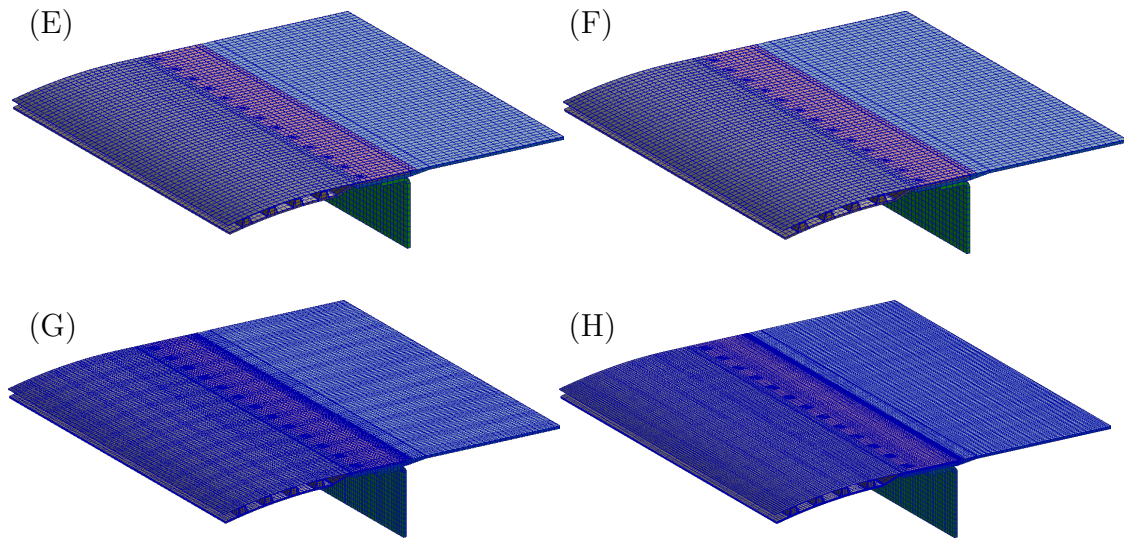


Abbildung 16: Modelle (E)-(H) mit variablen Diskretisierungsstufen

Netzfeinheit	Elementanzahl	Knotenanzahl	Elementwahl	Ansatz
Modell (E)	25568	35295	HEX8	linear
Modell (F)	138796	167856	HEX8	linear
Modell (G)	315648	360647	HEX8	linear
Modell (H)	362112	413408	HEX8	linear

Tabelle 4: Quantifizierung der Modelle (E) - (H)

4.2.3. Randbedingungen und Lastfälle

Der Zweck der Simulation ist die Durchführung von Experimenten an einem Modell, mit dem Ziel Rückschlüsse auf das reale Verhalten ziehen zu können. Die Durchführung von Experimenten an einem Modell erfordert die Aufbringung von Lasten, bei vorgegebenen Randbedingungen. Randbedingungen ordnen die Struktur in ihrem Wechselspiel mit der Umgebung ein. Dazu zählen die Fixierung von Bereichen der Strukturkomponenten, unter Einschränkung der FHGe. [Ste13, 100]

Um Starrkörperbewegungen im Modell zu verhindern, muss das Modell ausreichend gelagert sein. Die Lagerung muss mindestens statisch bestimmt oder statisch überbestimmt sein. Statische Überbestimmtheit steht für die Fixierung von zusätzlichen FHGe, über die Anzahl die für die statische Bestimmtheit notwendig ist hinaus. Eine statische Überbestimmtheit ist aufgrund der angrenzenden fehlenden Baugruppen erforderlich. Die dem Demonstrator angrenzenden fehlenden Baugruppen schränken die Bewegungen im Modell zusätzlich ein.

Für die Beanspruchungen besteht die Möglichkeit Punkt-, Strecken-, Flächenlasten, Massenkräfte und Temperaturen in die Struktur einzuleiten. [Ste13, 101] Die Einleitung der

Kräfte und Temperaturen erfolgt an definierten Knoten an den äußeren Strukturkomponenten. Bei flächigen Lasten sind die Abstände der Elemente ausschlaggebend. [SSK18, 470] Zu bemerken ist, dass in der Realität keine Punktlasten auftreten und starre Einspannungen nicht existieren. Es handelt sich dabei, wie bei der Einordnung in eine Problemklasse Tab.1, um eine Idealisierung der Lasten und Randbedingungen.

Zur Plausibilitätsprüfung wird das Modell (A) für eine erste Vergleichsrechnung am linken Rand eingespannt. Alle translatorischen FHGe am linken Rand sind dafür eingeschränkt. Die Lastfälle sind in der Tab.5 dargestellt und beziehen sich auf die Rechnung im Modell (A) und die Rechnung in den analytischen Modellen. Die Punktlasten im FE Modell (A) beziehen sich jeweils auf die Knoten in der Mitte an der Stelle $y \approx 250\text{mm}$.

Modell	Lastfall	Lastart	Kraftart	Abstand a [mm]	Kraft [N]	Temperatur [°]
-	-	-	-			
(A)	(1)	mechanisch	Punktlast	215	100	-
(A)	(2)	mechanisch	Punktlast	280	100	-
(A)	(3)	mechanisch	Punktlast	340	100	-
(A)	(4)	mechanisch	Punktlast	410	100	-

Tabelle 5: Lastfälle mit unterschiedlichen Kraftangriffspunkten

4.2.4. Kontaktbedingungen

Der Kontakt in dem Struktursystem entsteht durch die Verbindung von Bolzen, Schrauben, Nieten und Klebstoffen zwischen zwei Kontaktflächen. Durch die Kontaktmodellierung als ideal verbundenes System entfallen nichtlineare Kontakteffekte zwischen den Elementgruppen. Nichtlineare Effekte der Kontaktinteraktion kennzeichnen sich z.B. durch Haft-/ Gleitreibung. Äußere Reibung zwischen zwei Kontaktflächen wird im Coulombschen Reibungsgesetz formuliert. Kontakte interagieren miteinander, indem sie sich gegenseitig in ihrer Bewegung- und der Beanspruchung beeinflussen. Bei Interaktion können Kräfte und Wärme zwischen den Kontaktpartnern ausgetauscht werden. [Deg08, 78]

Grundsätzlich kann zwischen dynamischem Kontakt, bei dem zwei getrennte Körper durch relative Bewegung zueinander in Kontakt geraten und dem Verbundkontakt, bei dem die Körper einen Klebverbund bilden, unterschieden werden. [Wag17, 197] Im Falle des dynamischen Kontakts besteht die Möglichkeit, dass sich die Festkörper bei fehlenden Kontaktbedingungen durchdringen. Deshalb gilt hier die Forderung nach Undurchdringlichkeit. Im Klebverbund können die Körper als permanent miteinander verbunden modelliert werden.

Die Implementierung eines Kontakts in MSC Patran erfolgt über Multi Point Constrains. MPCs dienen dazu kinematische Beziehungen zwischen unterschiedlichen Knoten im Modell zu erstellen. [Kun98, 111] Mathematisch gesehen werden dabei die FHGe zwischen verschiedenen Knoten gekoppelt. Das bedeutet, dass die gewählten FHGe eines abhängigen Knoten von einem anderen unabhängigen Knoten abhängen. [Ste13, 103]

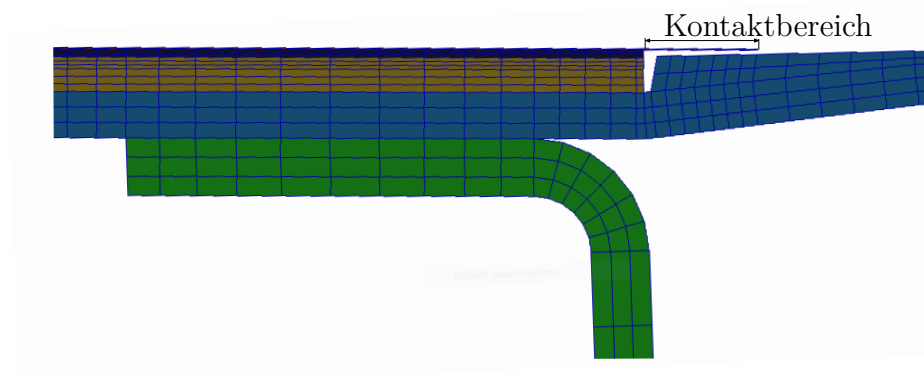


Abbildung 17: Möglicher Kontaktbereich zwischen dem Cover Strip und dem Upper Cover

Der Kontakt wird über die Funktion Contact Bodies/-Pairs erstellt. Mit der Funktion Deformable Body wird der Bereich, in dem der Kontakt stattfindet, eingegrenzt. Dazu werden die im Kontaktbereich liegenden HEX8-Elemente, als Kontaktkörper definiert. Nach der Festlegung des Kontaktbereichs, für jeweils beide Körper, wird das Körperpaar mit der Funktion Body Pair festgelegt.

Durch die Angabe der Distance Tolerance kann Patran die zuvor definierten Deformable Bodies identifizieren. Die Distance Tolerance legt die Distanz fest unter der ein Knoten für die Berührung beachtet wird. Das bedeutet, dass nur in dieser Distanz nach möglichen Kontakten gesucht wird. Für die Kontaktinteraktion wird festgelegt welcher Körper der Slave Body und welcher der Master Body ist. Die Distance Tolerance beträgt für das Modell 0.4mm. [pat12]

Die Bewegung bei Verformung der Struktur wird als nach oben gerichtet angenommen. Damit wird festgelegt, dass das Cover Strip der berührte Master Body ist. Das Upper Cover stellt hingegen in Abb.18 den sich bewegende berührenden Slave Body dar.

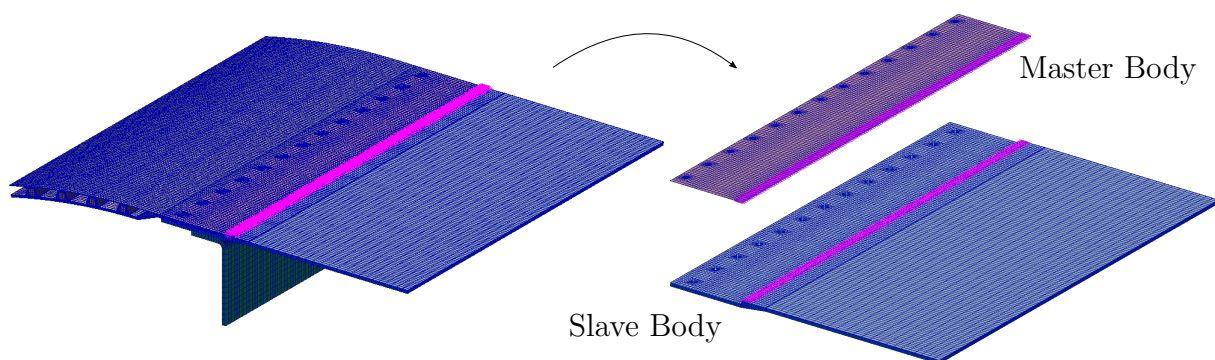


Abbildung 18: Festlegung des Kontaktverhaltens zwischen dem Cover Strip und dem Upper Cover

Die festgelegte Kontaktmethode Node to Segment erzeugt bei der Erkennung des Kontakts MPCs Abb.19 zwischen der Master Surface und den Slave Nodes. Dies geschieht, um ein

eindringen in den berührten Körper zu verhindern. Der Vorteil dieser Methode ist ein minimaler Aufwand in der Selektierung der Knoten und Elemente für die Erzeugung von MPCs. Außerdem ist eine Lösung in einer linear statischen Analyse SOL101 mittels MSC Nastran, unter Annahme kleiner Verformungen, möglich. [pat12]

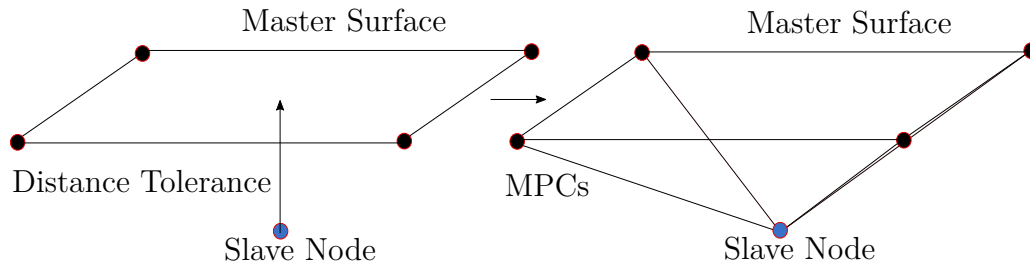


Abbildung 19: Automatische Erzeugung von Multi Point Constrains bei Unterschreitung der Abstandstoleranz

Für ein Hybridmodell in Kombination aus 2D-/3D-Elementen, lässt sich diese Funktion ebenfalls anwenden. Das erstellte Hybridmodell besteht aus 2D-QUAD4 Schalelementen für das Cover Strip und 3D-HEX8 Elementen. Das aus der Mittelfläche erzeugte Cover Strip ist dazu am Rand und an der Auflagefläche mit Kontaktbedingungen an die benachbarten Knoten gekoppelt. Der Kontakt Abb.20 (1) ist als permanent glued contact definiert und erfolgt gleichermaßen über Contact Bodies-/Pairs.

Eine andere Modellierungsmöglichkeit bietet die Aufteilung Abb.20 (2) des Cover Strips in 2D-Schalen-/3D-Volumenelemente. MSC Patran bietet zur Kopplung der Knoten die Befehle RSSCON-Surf-Vol und RBE2. Mit der Funktion RSSCON-Surf-Vol können die Knoten von Solid und Shell automatisch gewählt werden. Mit der Funktion RBE2 werden die Knoten des Solids, als die abhängigen Knoten, manuell definiert. Der Schalenknoten wird als unabhängiger Knoten definiert. Die 3-FHGe der beiden abhängigen Knoten des Volumenelements sind damit an das Schalelement kinematisch gekoppelt.

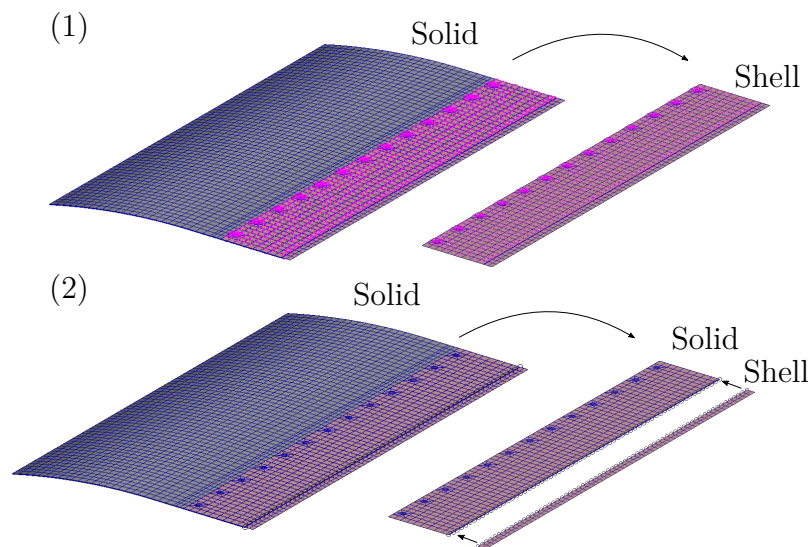


Abbildung 20: (1) Cover Strip vollständig mit Schalelementen (2) Aufteilung des Cover Strips in Volumen-und Schalelemente

4.2.5. Materialzuordnung

Für eine Vergleichsrechnung wird den Komponenten des FE-Modell (A) ein Material zugeordnet. Diese ist in der Tab.6 als Materialannahme definiert.

Komponente	Materialannahme	E-Modul E [N/mm ²]	Poissonzahl ν	Gesamtdicke [mm]
-	-	-	-	-
Ti Skin	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	0.6/ 0.7
CFRP Skin	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	3
Cover Strip	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	0.1
Upper Cover	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	4
Frontspar	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	5
Rohacell's	Al	$70 \cdot 10^3$	0.35	10

Tabelle 6: Materialannahme im FE-Modell (A) für die vorläufige Modellvalidierung

5. Plausibilitätsprüfung

5.1. Beurteilung der Elementqualität

Die Abweichungen der Elemente innerhalb der Struktur, von der idealen Grundelementform, wirken sich auf die Ergebnisqualität aus. Matrixintegrale werden durch die Verzerrungen der idealen Grundelementform nicht mehr ausreichend genau bestimmt. [Hei05] Da die Geometrien der Strukturkomponenten viele quadratische Teilflächen besitzen, ist die Vernetzung mit idealer Grundelementform näherungsweise möglich.

Zu der Beurteilung werden die von MSC Patran zur Verfügung gestellten Grenzwerte - Aspect Ratio, Edge Angle, Face Skew, Face Warp, Twist, Face Taper benutzt. Die Überschreitung der Grenzwerte stellen eine zu starke Abweichung der Elementform, zur idealen Elementgrundform dar. Genutzt wird dabei die in MSC Patran für HEX-Elemente vorgegebene Grundeinstellung nach Tab.7.

Aspect Ratio	Edge Angle	Face Skew	Face Warp	Twist	Face Taper
100	30	30	0.707	45	0.8

Tabelle 7: Grenzwerte für die Beurteilung der Elementqualität - MSC Patran

Die Parameter Aspect Ratio und Edge Angle werden anhand des Modells (A) erläutert. Da in diesem groben Modell die Abweichung besonders deutlich hervortritt. Die Aspect Ratio wird über die Strecke zwischen den Flächenmittelpunkten des HEX-Elements bestimmt. Die Überprüfung der Aspect Ratio wird in Abb.21 für das Cover Strip Modell (A) dargestellt.

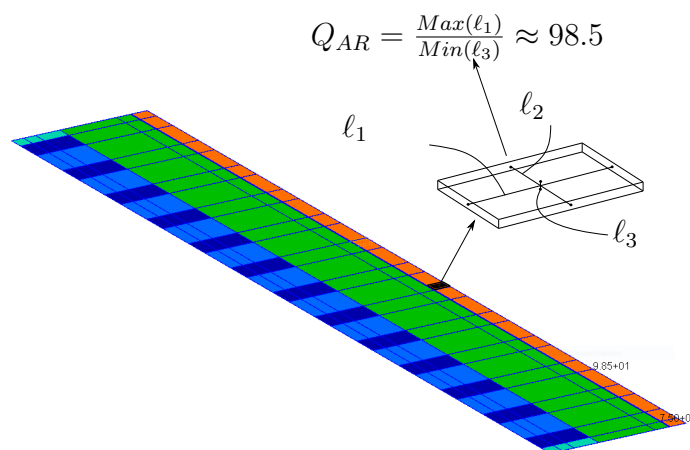


Abbildung 21: Aspect Ratio am Cover Strip nahe dem Grenzwert

Es zeigen sich deutlich zu flache Elemente, im Verhältnis zur Länge $l_1 \gg l_3$ und die Q_{AR} befindet sich nahe dem Grenzwert aus der Tabelle 7. Generell sind deshalb Schalenelemente für die Diskretisierung des Cover Strip zu bevorzugen.

Der Edge Angle beschreibt den spitzen Winkel $0^\circ < \alpha < 90^\circ$ zwischen zwei Flächen, die sich an einer Elementkante treffen. Der ideale Winkel beträgt dabei $\alpha = 90^\circ$. Am Beispiel des Upper Covers in Abb.22 werden die noch unter dem Grenzwert liegenden verzerrten Elemente sichtbar. [RH82]

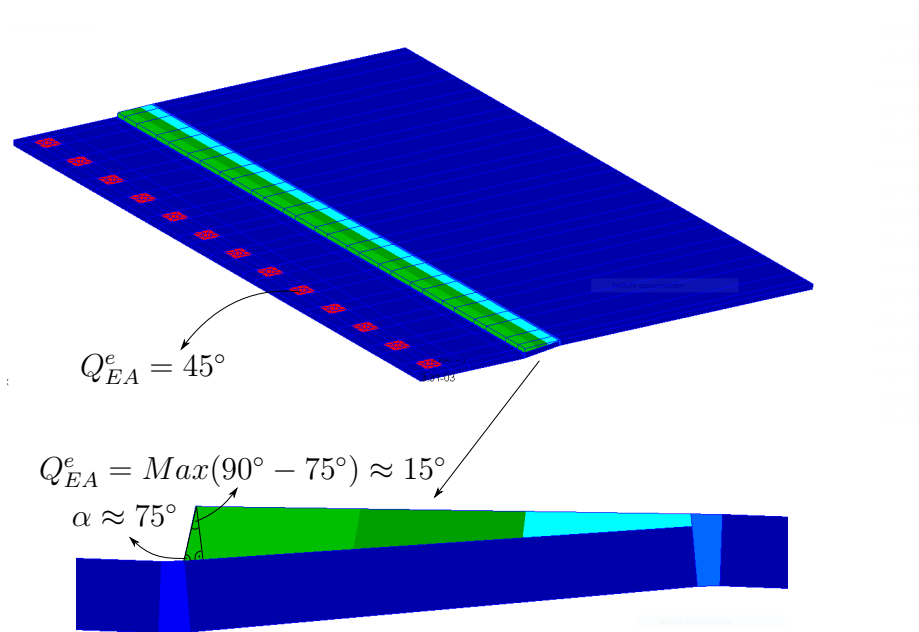
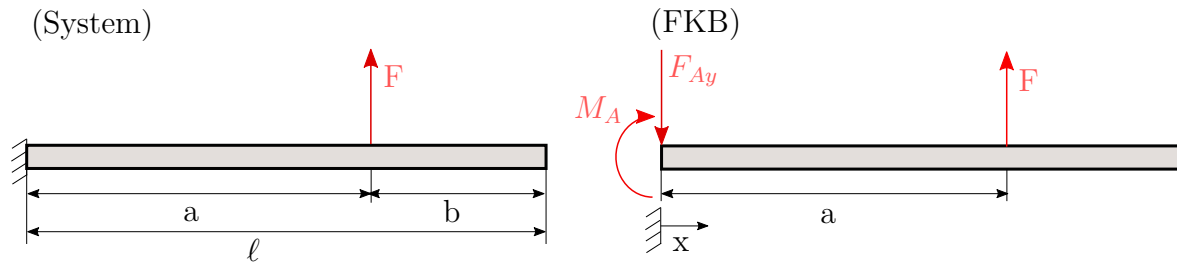


Abbildung 22: Edge Angle - Kantenwinkel am Upper Cover - mit zulässigen und Grenzwertüberschreitenden Elementen

Insgesamt zeigt sich für die Modelle (A) - (H) das die Werte bei steigender Elementfeinheit abnehmen und unter dem Grenzwert bleiben. Lediglich am Radius des Ω -Stringer wird der Edge Angle Grenzwert mit $Q_{EA} \approx 35$ leicht überschritten. Dort ist eventuell eine nachträgliche Elementverfeinerung notwendig, um korrekte Ergebnisse an der Stelle zu erhalten.

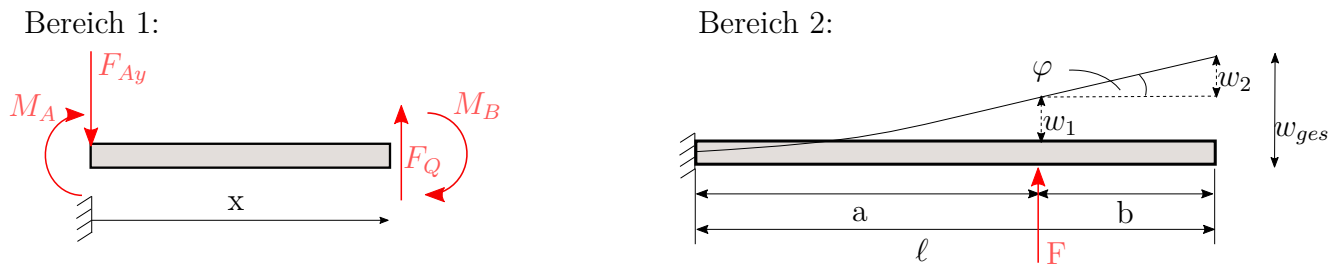
5.2. Analytische Rechnungen

Die Vergleichsrechnungen zu dem Modell (A) erfolgen auf analytischem Weg. Hierfür ist eine Idealisierung des Systems notwendig. Idealisiert wird das System für eine Berechnung anhand der Euler-Bernoulli Balkentheorie. Dazu wird das Modell (A) auf einen Kragbalken abstrahiert.



Freikörperbild (FKB):

$$\begin{aligned}\sum F_y = 0 &= F - F_{Ay} \rightsquigarrow F = F_{Ay} \\ \sum M_A = 0 &= M_A - F \cdot a \rightsquigarrow M_A = F \cdot a\end{aligned}$$



Bereich 1:

$$\begin{aligned}\sum M_B = 0 &= M_{B1}(x) + M_A - F_{Ay} \cdot x \\ &\rightsquigarrow M_{B1}(x) = -M_A + F_{Ay} \cdot x \\ &\rightsquigarrow M_{B1}(x) = -F \cdot a + F \cdot x \\ &\rightsquigarrow M_{B1}(x) = -F \cdot (a - x)\end{aligned}$$

Bereich 1 - DGL:

$$EI \frac{d^2 w_1(x)}{dx^2} = -M_{B1}(x) = F \cdot (a - x)$$

$$EI \frac{dw_1(x)}{dx} = \int -M_{B1}(x) dx = F \left(a \cdot x - \frac{1}{2} x^2 \right) + c_1$$

$$EI w_1(x) = \int \int -M_{B1}(x) dx = F \left(\frac{1}{2} a \cdot x^2 - \frac{1}{6} x^3 \right) + c_1 \cdot x + c_2$$

Randbedingungen:

$$\left. \frac{dw_1(x)}{dx} \right|_{x=0} = 0 \rightsquigarrow c_1 = 0$$

$$w_1(x=0) = 0 \rightsquigarrow c_2 = 0$$

Verschiebung in z-Richtung:

$$M_{B1}(x) = \frac{1}{EI} F(a - x)$$

$$\varphi_1 = \frac{1}{EI} F \left(a \cdot x - \frac{1}{2} x^2 \right)$$

$$w_1(x) = \frac{1}{EI} F \left(\frac{1}{2} a \cdot x^2 - \frac{1}{6} x^3 \right)$$

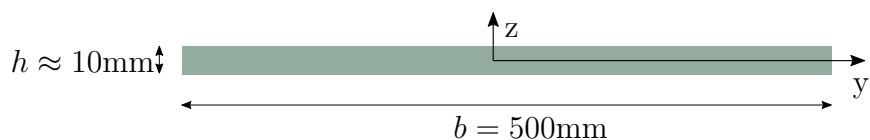
Bereich 2:

$$w_{ges} = w_1 + w_2$$

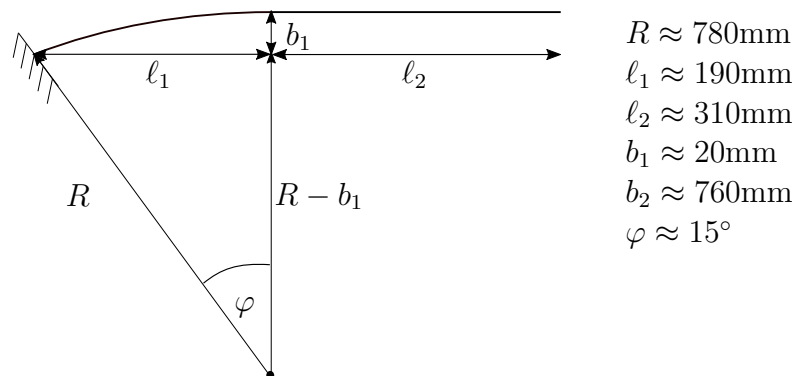
$$w_{ges} = w_1 + b \cdot \varphi = w_1 + EI \frac{dw_1(x)}{dx} \cdot (\ell - a)$$

Biegesteifigkeit für verschmierte Materialdicke:

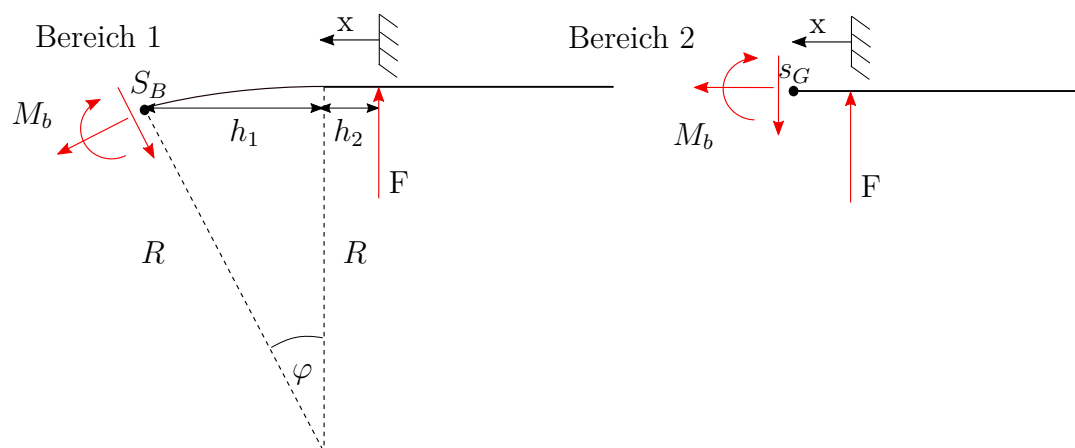
$$EI = EI_y = E \cdot \frac{bh^3}{12}$$



Eine weitere Möglichkeit die Verschiebungen an dem Angriffspunkt der Kraft zu ermitteln, bietet die Energiemethode nach dem zweiten Satz von Castigliano.



Um die Verschiebung am Kraftangriffspunkt zu erlangen, erfolgt die Berechnung der Formänderungsenergie für die beiden Bereiche. Das System wird dazu in die beiden Bereiche aufgeteilt. Es erfolgt ein Schnitt im Bogen s_B für den Bereich 1 und ein Schnitt in der Geraden s_G für den Bereich 2.



Bereich 1 - Schnitt im Bogen:

$$\sum M_{s_B} = 0 = M_b - F \cdot (h_1 + h_2) \rightsquigarrow M_b = F \cdot (R \cdot \sin(\varphi) + h_2)$$

Bereich 2 - Schnitt in der Geraden:

$$\sum M_{s_G} = 0 = M_b - F \cdot x \rightsquigarrow M_b = F \cdot x$$

Gesamte Formänderungsenergie:

$$\Pi_{Gesamt} = \Pi_{Bogen} + \Pi_{Gerade}$$

Formänderungsenergie Bereich 1:

$$\Pi_{Bogen} = \frac{1}{2} \int_0^{\frac{\pi}{12}} \frac{M_b^2}{EI} \cdot R d\varphi = \frac{F^2}{2EI} \int_0^{\frac{\pi}{12}} \left(\underbrace{R \cdot \sin(\varphi)}_{h_1} + h_2 \right)^2 \cdot R d\varphi$$

$$\Pi_{Bogen} = \frac{F^2 R \left((\pi - 3) R^2 + \left(48 - 48 \cos \left(\frac{\pi}{12} \right) \right) h_2 R + 2\pi h_2^2 \right)}{48EI}$$

Formänderungsenergie Bereich 2:

$$\Pi_{Gerade} = \frac{1}{2} \int_0^{h_2} \frac{M_b^2}{EI} dx = \frac{1}{2EI} \int_0^{h_2} (F \cdot x)^2 dx = \frac{F^2}{6EI} h_2^3$$

Gesamte Formänderungsenergie:

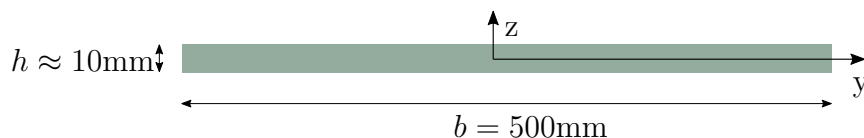
$$\Pi_{Gesamt} = \frac{F^2 R \left((\pi - 3) R^2 + \left(48 - 48 \cos \left(\frac{\pi}{12} \right) \right) h_2 R + 2\pi h_2^2 \right)}{48EI} + \frac{F^2 h_2^3}{6EI}$$

Verschiebung in z-Richtung am Kraftangriffspunkt:

$$f = \frac{\partial \Pi_{Gesamt}}{\partial F} = \frac{R \left((\pi - 3) R^2 + \left(48 - 48 \cos \left(\frac{\pi}{12} \right) \right) h_2 R + 2\pi h_2^2 \right) F}{24EI} + \frac{F h_2^3}{3EI}$$

Biegesteifigkeit für verschmierte Materialdicke:

$$EI = EI_y = E \cdot \frac{bh^3}{12}$$



5.3. Diskussion und Ergebnisvergleich

Der Vergleich der Ergebnisse, zwischen den drei Modellen, zeigt näherungsweise übereinstimmende Ergebnisse der Lastfälle (1)-(3). Eine deutliche Abweichung zeigt sich im Lastfall (4). Dies lässt sich auf das Trägheitsmoment I zurückführen, welches sich über die Strecke x ändert. Dies hat eine größere Vertikalabsenkung in z -Richtung in dem Bereich zur Folge, als in den stark idealisierten analytischen Modellen mit konstanter Dicke. Das einwirken der Kraft an der Stelle $a \approx 410\text{mm}$ hat dadurch einen geringeren Einfluss auf die Verformungen im vorderen Bereich der Struktur. An der Stelle zeigt sich, dass sich das Upper Cover um den Mittelpunkt am Frontspar biegt. Da im vorderen Bereich eine hohe Steifigkeit durch die Ω -Stringer gegeben ist.

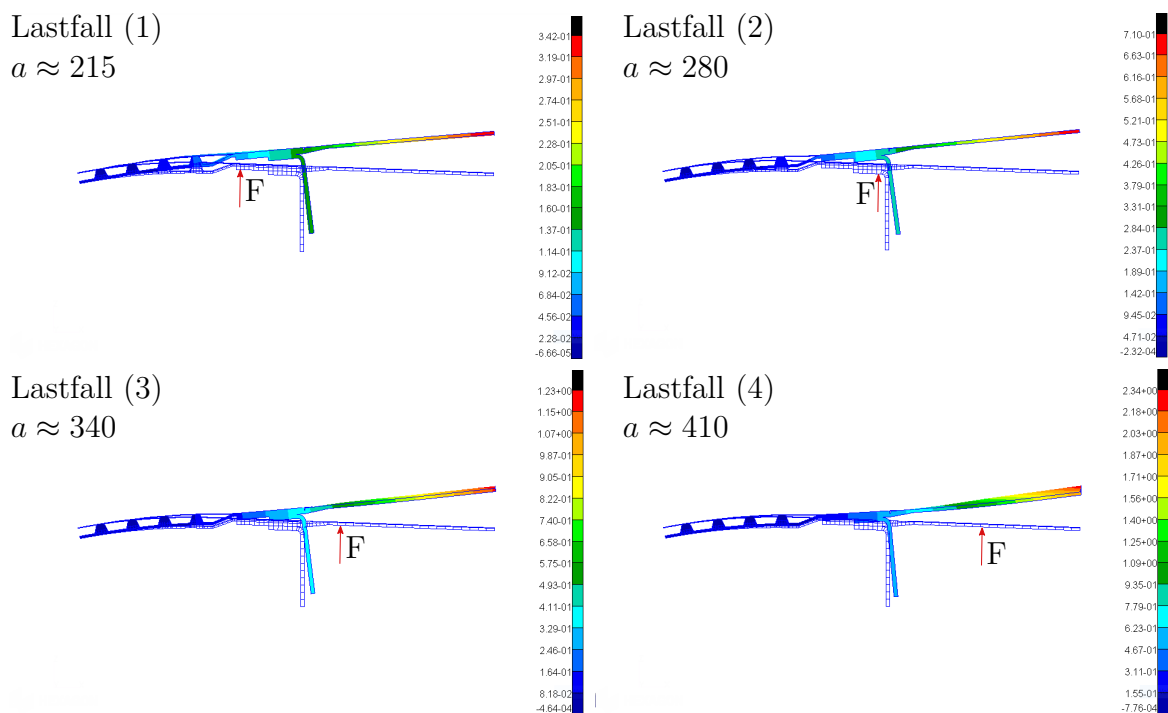


Abbildung 23: FE-Modell (A) - Verschiebungen in z -Richtung, unter Einwirkung der unterschiedlichen Lastfälle (1)-(4)

Modell	Lastfall	x-Koordinate [mm]	FEM $w(x)$ [mm]	Euler Bernoulli $w(x)$ [mm]	Castigliano $w(x)$ [mm]
-	-				
(A)	(1)	215	0.10	0.12	0.14
(A)	(2)	280	0.25	0.26	0.30
(A)	(3)	340	0.59	0.47	0.53
(A)	(4)	410	1.45	0.82	0.90

Tabelle 8: Vergleich der z -Verschiebung am Kraftangriffspunkt des FE-Modell (A) mit den beiden analytischen Modellen

In den Diagrammen sind die Verschiebungen in z-Richtung über den Verlauf der Struktur in x-Richtung dargestellt. Unterschieden werden jeweils die Lastfälle, mit den unterschiedlichen Angriffspunkten a . Der Verlauf für das FE-Modell (A), stellt die Verschiebungen der Elemente in der Mitte $y \approx 250\text{mm}$ dar. Zum Vergleich der Verschiebungen ist die Balkentheorie nach Euler-Bernoulli im Diagramm dargestellt. Deutlich wird ein Unterschied, bei Kraftangriff im Bereich des Upper Cover. Dies lässt im FE-Modell (A) die Verschiebungen im Bereich des Upper Cover deutlich größer werden.

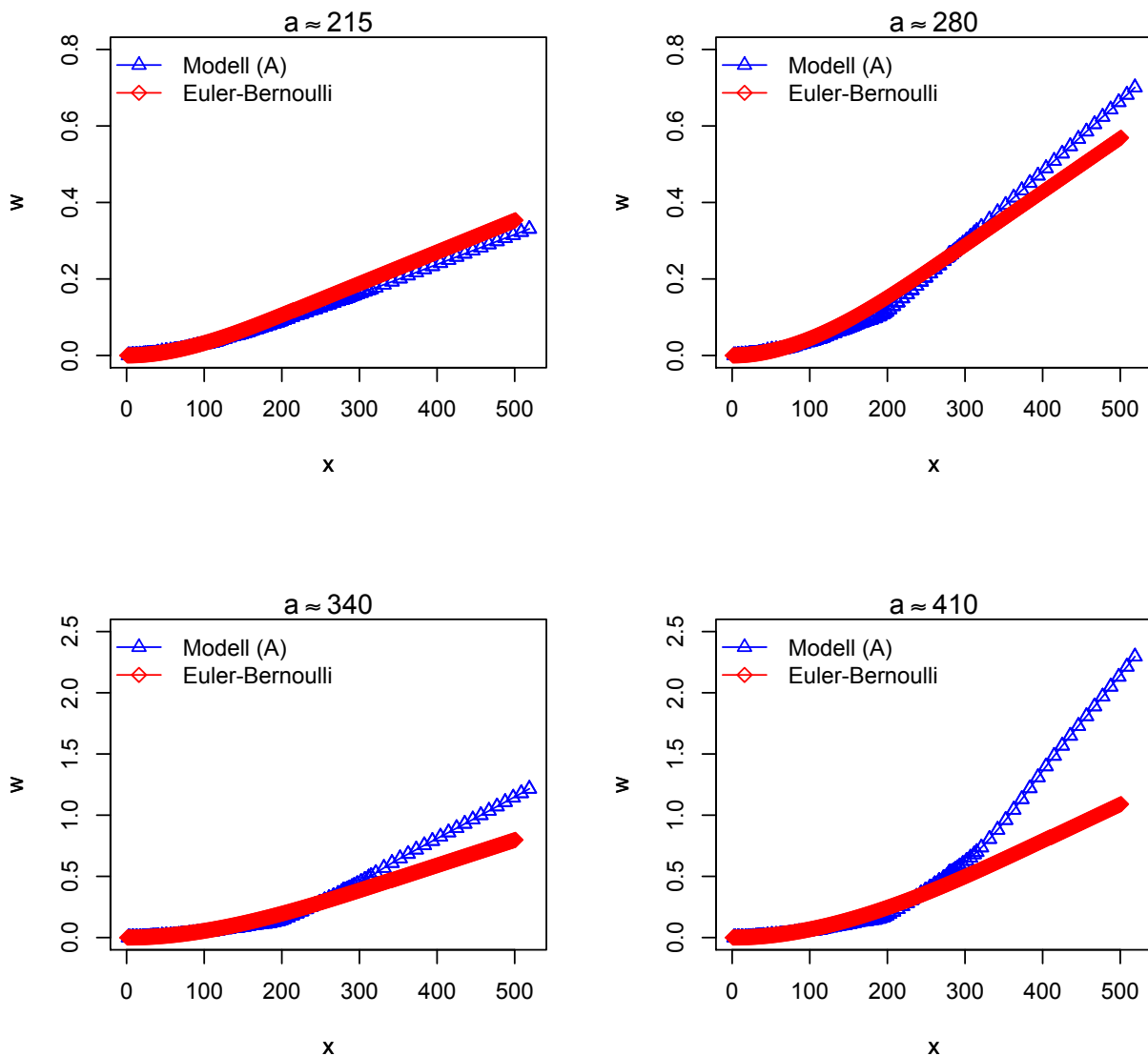
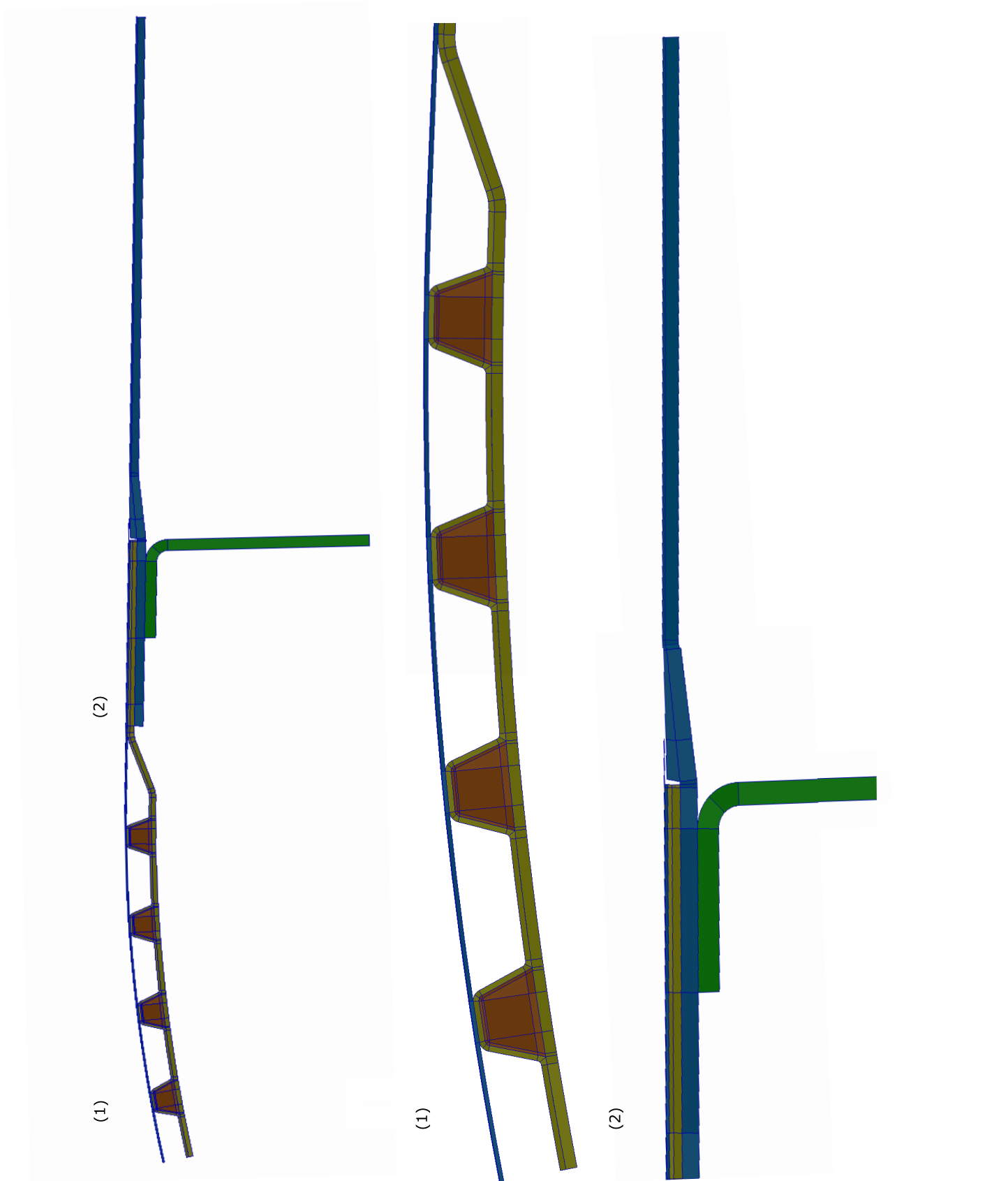


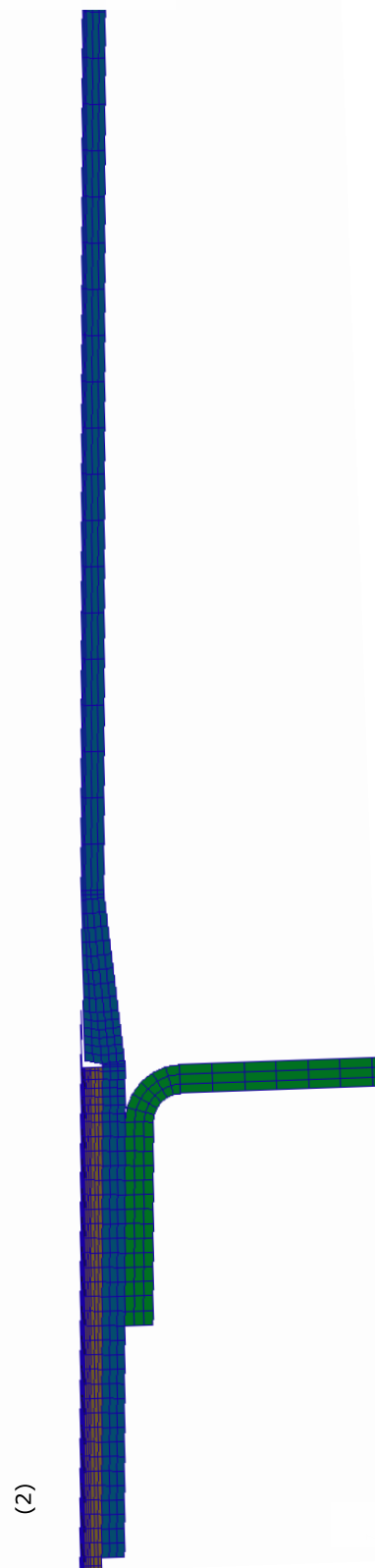
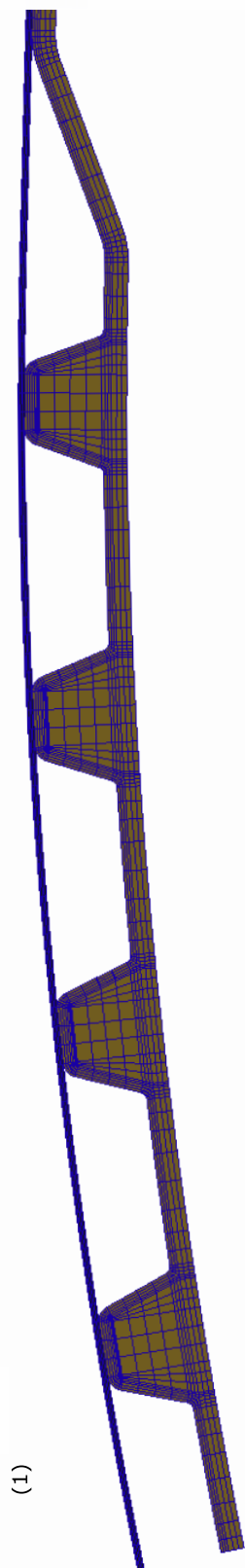
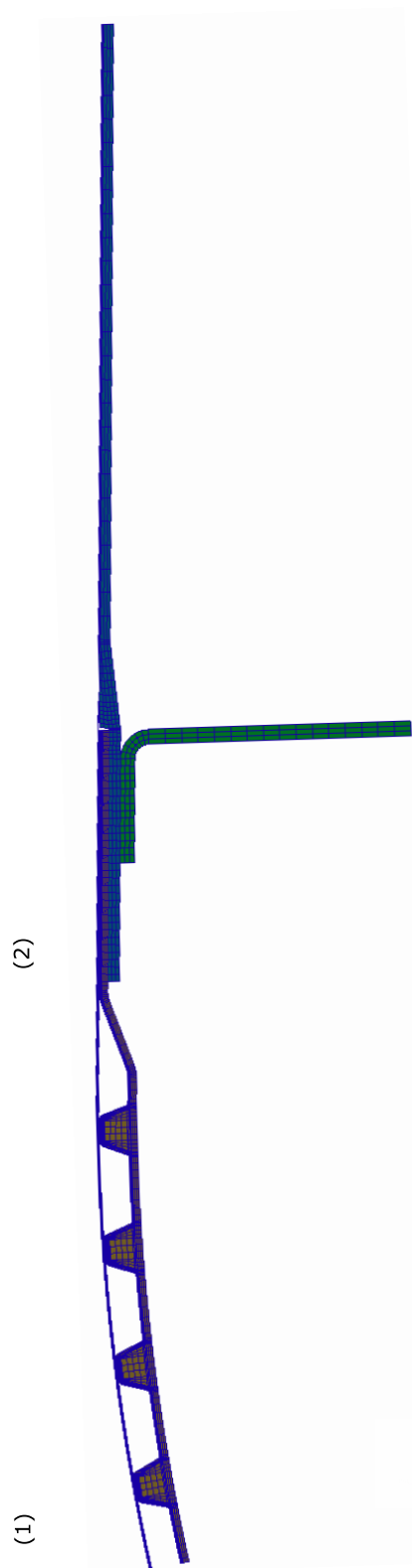
Abbildung 24: Diagramme zur Darstellung der Biegeverformung in z-Richtung, bei variierendem Kraftangriffspunkt a

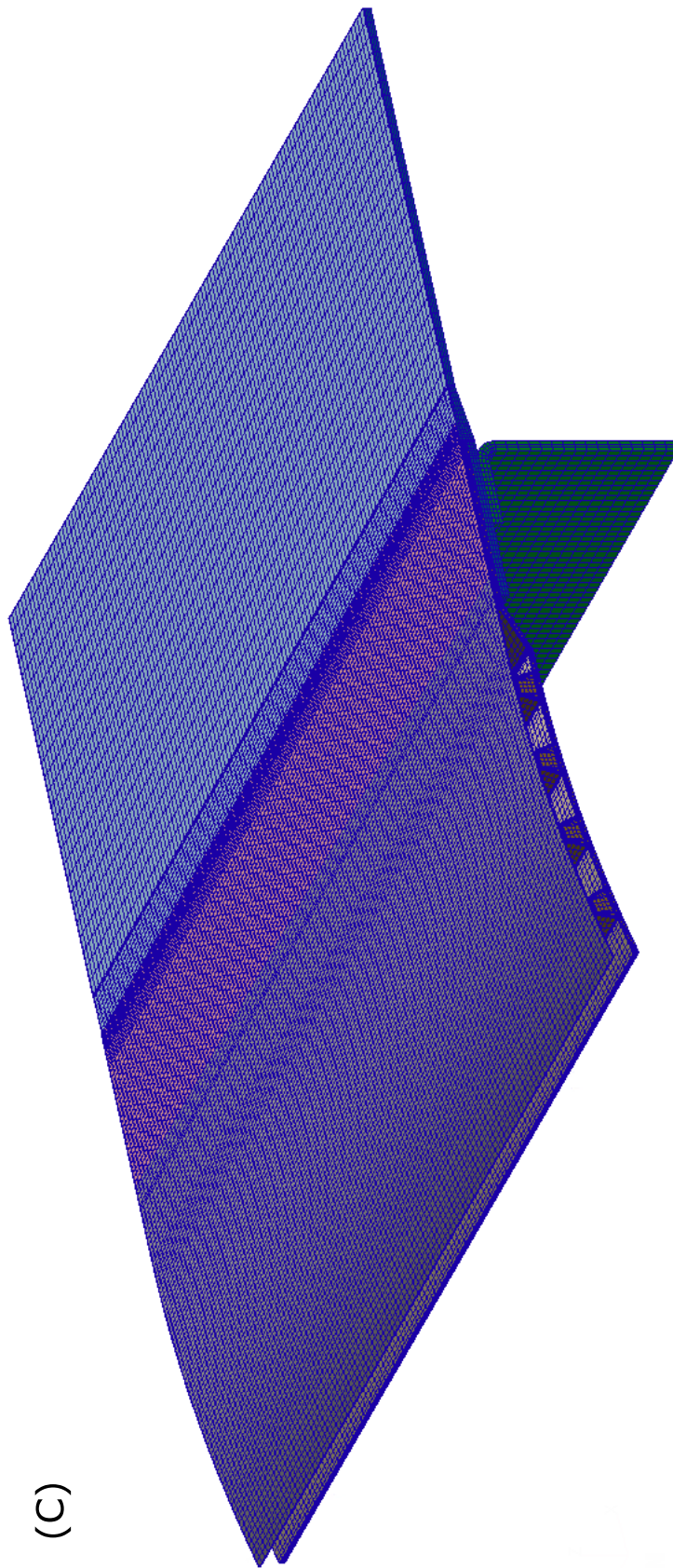
6. Zusammenfassung, Fazit und Ausblick

In dieser Arbeit werden unterschiedliche FE-Modelle einer HLFC-LE Struktur erstellt. Mögliche Modellierungsarten, über reine 3D-Modelle und 2D-/3D-Hybridmodelle, werden aufgezeigt. Aufgrund der hohen Anzahl an Kontakten zeigt sich, dass keine einfache Vernetzung der Gesamtstruktur möglich ist. Die einzelnen Strukturkomponenten müssen für die 3D-Modelle (A)-(H) zunächst in viele einzelne Geometrien aufgeteilt werden, um die benachbarten Strukturkomponenten miteinander vernetzen zu können. Besonders deutlich, wird dies bei den Modellen (E)-(H) mit Bohrungen. Dort muss zusätzlich der Bereich, in dem sich die Bohrung befindet quadratisch unterteilt werden. Ein weiteres Problem stellt das Cover Strip im Bereich der Trennstelle dar. Dort treten bei einer Analyse Fehlermeldungen infolge der Berechnung auf. Einen möglichen Grund könnte die hohe Steifigkeitsänderung an dieser Stelle darstellen. Durch die Einbringung von den beschriebenen Kontaktbedingungen, löst sich dieses Problem. Da dort den FHGen am Rand eine kinematische Beziehung anhand von MPCs zugewiesen wird. Die 2D-/3D-Hybridmodelle stellen eine Alternative zu den reinen 3D-Modellen (A)-(H) dar. Hier tritt das Problem nicht mehr in Erscheinung, trotz fehlender Kontaktbedingungen am Rand. Allerdings besteht für die Methode ein sehr hoher Vernetzungsaufwand. Des Weiteren sind die Spannungen, in der mit Schalenelementen bestückten Struktur, nicht auswertbar. Die vorläufigen Vergleichsrechnungen zeigen eine näherungsweise Übereinstimmung der Ergebnisse, des FE-Modell (A) mit den analytischen Rechnungen. Das Kontaktverhalten bei unterschiedlichen Kräften, gilt es für die gewählte Kontaktmethode genauer zu untersuchen. Da hier die Frage vom Einfluss des Kontaktes auf die Ergebnisse der Modelle (A)-(H) geprüft werden muss. Ein Vergleich der Ergebnisse, wäre dazu mit einem der Solid-Shell Modelle sinnvoll. Diese weisen in der Lücke zwischen Upper Cover und Cover Strip keine Kontaktmodellierung auf.

A. Anhang







Literatur

- [Deg08] Yasar Deger. *Die Methode der finiten Elemente: Grundlagen und Einsatz in der Praxis*, volume 551. expert verlag, 2008.
- [DL09] Hans Peter Degischer and Sigrid Lüftl. *Leichtbau: Prinzipien, Werkstoffauswahl und Fertigungsvarianten*. John Wiley & Sons, 2009.
- [Hei05] Rüdiger Heim. *FEM mit Nastran*. Hanser, 2005.
- [HFvGS16] Matthias Horn, Heiko Frhr. von Geyr, and Manuela Schradick. Auslegung, fertigung und funktionsdemonstration einer hlfc leading edge. 09 2016.
- [HU15] Christian Hühne and Christian Ueckert. Hochintegrale oberchale und m3f-vorderkante eines cfk-flügels unter nlf-randbedingungen, 10 2015.
- [IB19] Vasan Iyer and Oliver Bertram. Preliminary design and system considerations for an active hybrid laminar flow control system. *Aerospace*, 6:109, 10 2019.
- [Kle12] Bernd Klein. *FEM: Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen-und Fahrzeugbau*. Springer-Verlag, 2012.
- [Kle15] Markus Kleineberg. Fertigung von composite hlfc leading edges, 01 2015.
- [Kun98] Annette Kunow. *Finite-Elemente-Methode: Anwendungen und Lösungen*. Hüthig, 1998.
- [MMT93] Ulrich Thalhoffer Martin Mayr, Martin Mayr, and Ulrich Thalhoffer. *Numerische Loesungsverfahren in der Praxis: FEM-BEM-FDM*. Hanser, 1993.
- [pat12] *MSC Software Corporation, Patran 2012 - User's Guide*, 2012.
- [PW17] N Eswara Prasad and Russel JH Wanhill. *Aerospace materials and material technologies*, volume 3. Springer, 2017.
- [RH82] J Robinson and GW Haggenmacher. Element warning diagnostics. *Finite Element News*, 3(4), 1982.
- [Sch05] Helmut Schürmann. *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, volume 2. Springer, 2005.
- [SKH⁺20] Martin Schollerer, Jens Kosmann, Dirk Holzhüter, Carlos Bello-Larroche, and Christian Hühne. Surface toughening – an industrial approach to increase the robustness of pure adhesive joints with film adhesives, 03 2020.
- [SSK18] Markus Stommel, Marcus Stojek, and Wolfgang Korte. *FEM zur Berechnung von Kunststoff-und Elastomerbauteilen*. Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2018.
- [Ste13] Rolf Steinbuch. *Finite Elemente—Ein Einstieg*. Springer-Verlag, 2013.
- [Wag17] Marcus Wagner. *Lineare und nichtlineare FEM*. Springer, 2017.

Eidesstattliche Erklärung

..... Mantei Marius 825892
 Name Vorname Matr.-Nr.

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und ohne fremde Hilfe angefertigt habe. Die aus fremden Quellen direkt oder indirekt entnommenen Quellen sind als solche einzeln kenntlich gemacht. Es wurden keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt. Die Arbeit wurde bisher keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegt und auch nicht veröffentlicht.

..... Belm / Vehrte 17.12.2020
 Ort Datum Unterschrift

Die Arbeit wurde am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt Institut für Faser-verbundleichtbau und Adaptronik durchgeführt und von dem Betreuer Martin Schollerer geprüft.

..... Braunschweig 17.12.2020
 Ort Datum Unterschrift

Deutsches Zentrum
 für Luft- und Raumfahrt e.V.
 Institut für Faserverbundleichtbau
 und Adaptronik
 Lilienthalplatz 7
 D-38108 Braunschweig